

НАЦІОНАЛЬНИЙ ТЕХНІЧНИЙ УНІВЕРСИТЕТ УКРАЇНИ
«КИЇВСЬКИЙ ПОЛІТЕХНІЧНИЙ ІНСТИТУТ імені ІГОРЯ СІКОРСЬКОГО»
ІНСТИТУТ АЕРОКОСМІЧНИХ ТЕХНОЛОГІЙ
(повна назва інституту/факультету)

Кафедра систем керування літальними апаратами
(повна назва кафедри)

«На правах рукопису»
УДК 677.017.8

«До захисту допущено»

Завідувач кафедри
_____ Олександр ЗБРУЦЬКИЙ
(підпис) (власне ім'я, прізвище)

“ ____ ” _____ 20__ р.

Магістерська дисертація

на здобуття ступеня магістра

за освітньо-професійною програмою «Системи керування літальними апаратами
та комплексами»
(назва)

зі спеціальності _____ 173 «Авіоніка»
(код та назва спеціальності)

на тему: Методи визначення механічних характеристик деталей з композитних
матеріалів

Виконав : студент II курсу, групи АС-91мп
(шифр групи)

Брезицький Андрій Ярославович _____
(прізвище, ім'я, по батькові) (підпис)

Науковий керівник доцент, к.т.н. Сердюк А.А. _____
(посада, науковий ступінь, вчене звання, прізвище та ініціали) (підпис)

Рецензент професор, д.т.н. Сухов В.В. _____
(посада, науковий ступінь, вчене звання, науковий ступінь, прізвище та ініціали) (підпис)

Засвідчую, що у цій магістерській
дисертації немає запозичень з праць
інших авторів без відповідних посилань.
Студент _____
(підпис)

Київ – 2020 року

**Національний технічний університет України
«Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського»**

Інститут/факультет аерокосмічних технологій
(повна назва)

Кафедра систем керування літальними апаратами
(повна назва)

Рівень вищої освіти – другий (магістерський) за освітньо-професійною програмою

Спеціальність 173 «Авіоніка»
(код і назва)

Освітньо-професійна програма Системи керування літальними апаратами
та комплексами)

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри

Олександр ЗБРУЦЬКИЙ
(підпис) (власне ім'я, прізвище)

«__» _____ 20__ р.

**ЗАВДАННЯ
на магістерську дисертацію студенту
Брезицькому Андрію Ярославович**

(прізвище, ім'я, по батькові)

1. Тема дисертації Методи визначення механічних характеристик деталей з композитних матеріалів

науковий керівник дисертації Сердюк Анатолій Анатолійович, к.т.н., доцент,
(прізвище, ім'я, по батькові, науковий ступінь, вчене звання)

затверджені наказом по університету від «04» грудня 2020 р. № 3455-с

2. Термін подання студентом дисертації 17 грудня 2020 року

3. Об'єкт дослідження композитні матеріали

4. Предмет дослідження дослідження механічних характеристик деталей з композитних матеріалів

5. Перелік завдань, які потрібно розробити

1) Провести огляд літератури з існуючих тенденцій використання композитних матеріалів при проектуванні мультикоптерів.

2) Провести аналіз критеріїв міцності композитних матеріалів при проектуванні мультикоптерів

3) Провести визначення механічних властивостей композитних матеріалів для проектування мультикоптерів

4) Розробка практичних методів визначення фізико-механічних властивостей композитних матеріалів

6. Перелік графічного (ілюстративного) матеріалу

- 1) Плакат з класифікацією композитних матеріалів – 1 л. формат А-1.
- 2) Плакат з схемою координат монослоїв композиту – 1 л. формат А-1.
- 3) Плакат з межами міцності на зсув та здвиг по критерію максимальних деформацій та навантажень – 1 л. формат. А-1.
- 4) Плакат з випробуванням фізико-механічних властивостей КМ на розтяг, здвиг та стиск – 2 л. формат А-1.
- 5) Плакати з пристосуванням для проведення експериментальних досліджень – 1 л. формат. А-1.

7. Орієнтовний перелік публікацій

- 1) Стаття у фаховому виданні за результатами досліджень.
- 2) Доповіді на науково-технічних конференціях за темою досліджень.

8. Консультанти розділів дисертації

Розділ	Прізвище, ініціали та посада консультанта	Підпис, дата	
		завдання видав	завдання прийняв

9. Дата видачі завдання 24 вересня 2019 року

Календарний план

№ з/п	Назва етапів виконання магістерської дисертації	Строк виконання етапів дисертації	Примітка
1.	Огляд літератури з існуючих методів дослідження механічних властивостей композитних матеріалів	25/09/2019 30/11/2019	
2.	Визначення загальних понять композитних матеріалів	25/09/2019 30/11/2019	
3.	Класифікувати композитні матеріали	02/12/2019 30/01/2020	
4.	Пред'явити вимоги до волокон та матриць композитних матеріалів	02/12/2019 28/02/2020	
5.	Визначити особливості проектування деталей мультикоптера з композитних матеріалів	02/03/2020 29/05/2020	
6.	Практичні методи визначення фізико-механічних властивостей композитних матеріалів	01/06/2020 02/10/2020	
7.	Опублікування результатів досліджень у фаховому виданні.	01/09/2020 30/12/2020	
8.	Оформлення дисертації та захист магістерської дисертації	до 07/02/2021	

Студент

(підпис)

Андрій БРЕЗИЦЬКИЙ
(власне ім'я, прізвище)

Науковий керівник дисертації

(підпис)

Анатолій СЕРДЮК
(власне ім'я, прізвище)

РЕФЕРАТ

Магістерська дисертація складається зі вступу, чотирьох розділів, висновків, переліку посилань, та одного додатку. Загальний обсяг становить 103 сторінки, 28 ілюстрацій та 4 таблиць.

Актуальність: через високий зріст на покращення механічних властивостей мультикоптерів, можна зробити висновок, що детальне вивчення впливу робочого середовища та експлуатаційних пошкоджень мультикоптерів на їх характеристики міцності є актуальною науко-технічною задачею і потребує постійного експериментально-теоретичного дослідження.

Вирішення такого завдання для розвитку гіроскопічною і мікросистемні техніки в нашій країні присвячена ця робота.

Мета роботи: Привести конструктивні та схематичні рішення, що дозволять поширити використання композитних матеріалів у сфері будівництва мультикоптерів та безпілотних дронів. Проаналізувати можливості зменшення впливу поступальних прискорень на похибку вимірювання ММГ різних конструкцій. Для покращення стабілізації БПЛА у повітрі.

Завдання: Провести огляд стану використання композитних матеріалів в сфері будівництва мультикоптерів

1. Класифікувати композитні матеріали.
2. Провести аналіз критеріїв міцності
3. Запропонувати способи дослідження механічних характеристик деталей з композитних матеріалів

Об'єкт дослідження: Композитні матеріали

Предмет дослідження: Процес дослідження механічних характеристик деталей з композитних матеріалів

Метод дослідження: Закон Гука, межі міцності при розтягуванні вздовж/поперек, експериментальні методи дослідження композитних

матеріалів

Наукова новизна:

1. Визначено механічні характеристики аналітичним методом деталей з композитних матеріалів. 2. Розроблено пристосування для експериментального дослідження механічних характеристик деталей з композитних матеріалів

ABSTRACT

The master's dissertation consists of an introduction, four chapters, conclusions, a list of references, and one appendix. The total volume is 103 pages, 28 illustrations and 4 tables.

Relevance: due to the high growth to improve the mechanical properties of multicopters, we can conclude that a detailed study of the impact of the working environment and operational damage of multicopters on their strength characteristics is an urgent scientific and technical problem and requires constant experimental and theoretical research. Вирішення такого завдання для розвитку гіроскопічною і мікросистемні техніки в нашій країні присвячена ця робота.

Purpose: To provide constructive and schematic solutions that will expand the use of composite materials in the construction of multicopters and unmanned drones. To analyze the possibilities of reducing the influence of translational accelerations on the measurement error of MMG of different structures. To improve the stabilization of the UAV in the air.

Task: To review the state of use of composite materials in the field of construction of multicopters

1. Classify composite materials.
2. Analyze the strength criteria
3. To offer methods of research of mechanical characteristics of details from composite materials

Object of research: Composite materials

Subject of research: The process of studying the mechanical characteristics of parts made of composite materials

Research method: Hooke's law, tensile strengths along / across, experimental methods of composite research materials

Scientific novelty:

1. The mechanical characteristics of the analytical method of parts with composite materials. 2. Devices for experimental research of mechanical characteristics of details from composite materials are developed

ЗМІСТ

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ СКОРОЧЕНЬ	10
1. ВСТУП.....	11
2. Огляд літератури	13
3. Загальні поняття композитних матеріалів	19
3.2. Класифікація композитних матеріалів.....	29
3.3. Механічні властивості	34
4. Визначення механічних властивостей КМ для проектування мультикоптерів.....	36
4.1. Вимоги, що пред'являються до волокон і матриці.....	38
4.1.1. Вимоги до волокон	38
4.1.2. Вимоги до матриці.....	39
4.2. Закони та методи які були використані для визначення механічних властивостей	41
4.3. Межа міцності при розтягуванні (стисканні) уздовж волокон	42
4.4. Межа міцності при розтягуванні (стисканні) поперек волокон.....	43
4.5. Закон Гука.....	43
5. Особливості проектування мультикоптерів деталей з КМ	48
5.1. Застосування критеріїв міцності та максимальних напружень КМ	53
6. Застосування КМ у сучасному авіабудівництві	62
7. Практичні методи визначення фізико-механічних властивостей КМ	69
7.1. Розтяг.....	70
7.2. Стиск	73
7.3. Випробування на здвиг.....	75
7.3.1. Здвиг в площині листа.....	76
7.3.2. Міжслоєвий здвиг	77
7.4. Вигин	79

7.4.1. Трьохточковий вигин	79
7.5. Визначення механічних характеристик композитних матеріалів при згині	90
7.6. Пристосування	96
СПИСОК ВИКОРИСТАНОЇ ЛІТЕРАТУРИ.....	100

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ СКОРОЧЕНЬ

КМ – композитні матеріал;

БПЛА - Безпілотний літальний апарат

МКМ – матриця КМ;

ЛА – Літальний апарат

ПК – Польотний контролер

OSD – On screen display

LED - Light-emitting diode

GPS - Global Positioning System

FPV - First Person View

АЕ – армуючі елементи КМ;

ПКМ - полімерні КМ;

МКМ – металокомпозити

ТАУ – Теорія автоматичного управління

ККД – Коефіцієнт корисної дії

СК – Система координат

1. ВСТУП

Мультикоптер — літальний апарат з довільною кількістю несучих гвинтів, розміщених в одній площині, що обертаються діагонально в протилежних напрямках. Назва «квадрокоптер» (англ. quadrocopter) стосується апаратів із чотирма роторами. Дана стаття розглядає малогабаритні, непілотовані апарати.

Мультикоптери можуть виконувати вертикальний зліт і посадку, горизонтальний політ, а також стабільно зависати в повітрі.

Мультикоптер перш за все можна класифікувати за кількістю гвинтів:

1. Три гвинта(двигуна) – трикоптер;
2. Чотири гвинта – квадрокоптер;
3. Шість гвинтів – гексакоптер;
4. Вісім гвинтів – октокоптер.

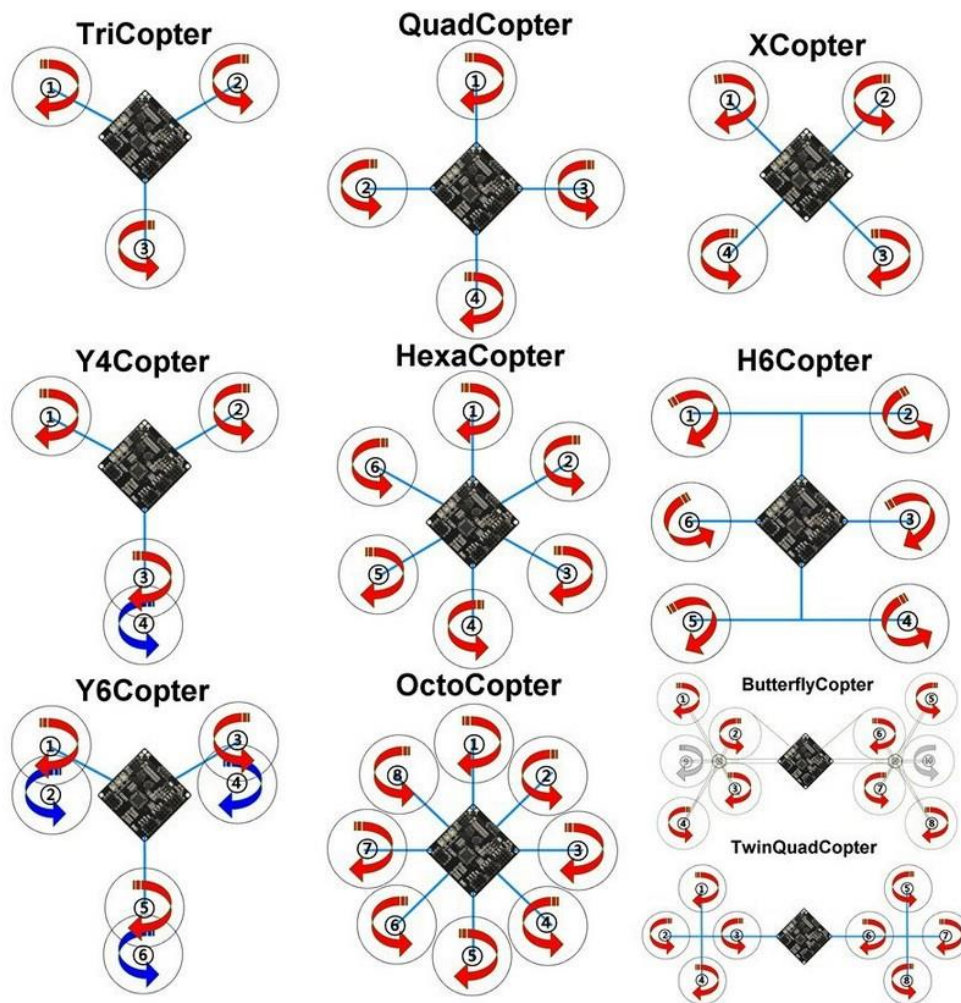


Рис.1 Класифікація мультикоптера

Загальна задача при створенні мультикоптера – можливість підняти в повітря піднімати додатковий вантаж, який зазвичай має корисне призначення, камери, сенсори, автопілоти та ін.

Актуальність використання мультикоптера.

Мультикоптери стають все більш популярними і цьому сприяє декілька важливих причин. В першу чергу вони можуть бути корисними в багатьох сферах. По-друге, хоча мультикоптер і рухається в повітрі, вони не створюють додаткової небезпеки.

Більш того, вони можуть дістатись до віддалених місць, куди людині

важко дібратись в короткий проміжок часу, повернутись без проблем до місця старту з записаним відео польоту.

Основними вимогами до професійних мультикоптерів є:

- можливість підійматись на велику висоту;
- стійкість до сильного пориву вітру;
- передача потужного сигналу на велику відстань;
- надійне шифрування даних;
- надійна конструкція.

Саме останній пункт було обрано за мету роботи, а саме – визначити механічні характеристики деталей мультикоптера з композитних матеріалів.

2. Огляд літератури

Постановка проблеми. Через досить високе зростання попиту та загального розвитку технологій мультикоптерів швидко з'ясовуються велика кількість проблем та невирішених питань. Відповідно, важливо вірно сформулювати мету роботи та проаналізувати розв'язані і не розв'язані задачі.

Аналіз останніх досліджень та публікацій. В даний момент багато робіт та публікацій присвячено надійності мультикоптерів саме під час польоту, але не досить добре вивчене питання експлуатації з точки зору безпеки.

В основі мультикоптера лежить корпус, від 4 до 12 електродвигунів з гвинтами, пульт дистанційного управління, приймач і елемент живлення (батарея або акумулятор) [3-5]. Такий пристрій вже встигло зарекомендувати себе в багатьох галузях і сферах господарської діяльності, починаючи від зйомок, закінчуючи доставкою їжі. Існують режими управління мультикоптером, в тому числі і великою кількістю, яке дозволяє виконати функцію спостереження, наприклад цілого району за кілька хвилин, але з'являється велика кількість проблем безпеки, які виникають при використанні дронів.

Математична модель розглянута у літературі [1, 2] та синтез управління, яка стабілізує положення рівноваги на бажаній висоті с бажаними кутами орієнтації квадрокоптера. При цьому стійкість повинна зберігатись при варіації параметрів моделі, які важко виміряти в реальних умовах, інформацію отриману в даній літературі буде використано у наступних розрахунках надійності деталей мультикоптера.

$$\begin{cases} \ddot{x} = g\theta - \frac{A_x}{m}\dot{x} \\ \ddot{y} = -g\varphi - \frac{A_y}{m}\dot{y} \\ \ddot{z} = \frac{k}{m}(u_1 + u_2 + u_3 + u_4) - \frac{A_z}{m}\dot{z} \\ \ddot{\varphi} = \frac{kl}{I_x}(u_4 - u_2) \\ \ddot{\theta} = \frac{kl}{I_y}(u_3 - u_1) \\ \ddot{\psi} = \frac{b}{I_z}(u_1 - u_2 + u_3 - u_4) \end{cases} \quad (1)$$

У роботах Е. Г. Ефимовой, В. С. Фетісова і А. Г. Гребенікова [4, 5] проаналізовано класифікація безпілотників і їх характеристики. У роботах К. А. Неусипіна [6, 7] йде аналіз систем управління безпілотниками і запропоновані методи щодо поліпшення таких складових, як навігація, наведення і керування. Слід зазначити, що в ряді країн випускають нові постанови і закони, які стосуються БПЛА, в список яких входять квадрокоптера, щоб забезпечити експлуатацію, вжити заходів до захисту від незаконних дій з боку власників даних пристроїв. Незаконне стеження, проникнення на заборонену для відвідування територію або просто питання про безпеку користування даного пристрою в громадських місцях - все це проблеми, з якими стикаються сьогодні сучасні держави, що свідчить про актуальність даної теми.

В основі аналізу квадрокоптера з позиції надійності та безпеки лежать характеристики їх конструктивної реалізації. Одним з базових недоліків є застосування в якості джерела живлення безколекторних електродвигунів - літій-полімерні акумулятори, що сильно знижує час і дальність польоту квадрокоптера. Ці та багато інших особливостей значно знижують показники надійності і безпеки квадрокоптера.

В літературі досить стисло представлене питання використання композитних матеріалів при використанні їх у складі мультикоптера. Тому це питання можна віднести до невирішених в літературі, в моїй роботі буде розглянуте питання механічних характеристик деталей мультикоптера з композитних матеріалів, що допоможе вирішити велику кількість проблем надійності та безпеки мультикоптера, через те що, механічні властивості композитних матеріалів є більш надійними.

В літературі розглянуті механічні властивості композитних матеріалів [15]

Фізико-механічні властивості композитних матеріалів

№	Тип наповнювача	Дисперсність	Степін навопнення, %	Властивості			
				в'язкість/м ²	Прочність при згибі, МПа	Прочність при стисканні, МПа	зносостійкість, мм ³ /м
1	Обломки	2,5-5	30	4,82	44	245	0,52
			50	366	42	228	0,74
			70	4,26	37	221	0,68
		1,5-2,5	30	9,61	38	207	0,52
			50	6,35	35	207	0,73
			70	5,19	23	171	0,69
		0,5-1,5	30	6,54	31	230	0,60
			50	4,22	35	238	0,59
			70	4,77	24	208	0,82
2	Сфери	40-50	30	4,48	28	248	0,57
			50	4,50	22	193	0,74
			70	4,84	18	159	1,52
3	Волокна	20	12	7,77	43	-	-
		5-8	12	7,19	41	-	-
		1,5-2,5	12	8,33	42	-	-
4	Корундове волокно	2-3	10	8,44	52	-	-
			20	6,67	53	-	-
			30	5,10	35	-	-

Табл. 1 Фізико-механічні властивості композитних матеріалів

В літературі [13] розглянуто порівняльні характеристики конструкційних матеріалів

Свойства	Стекловолокниты		Органоволокниты (СВМ, Кевлар)	Углеволокниты с углеродными волокнами		Бороволокниты, волокна В/В	Сплавы		
	Стекло E	Стекло S		Высокопрочные	Высокомодульные		Al	Ti	Fe
Плотность, г/см ³	2.1	2.0	1.25-1.441	1.6-2.15	1.6	2.0-2.7	2.7-2.8	4.5-4.8	7.8-8.1
Усталостная прочность, МПа	200/140		-/180	350/250		350/200	130	500	550
Вибропрочность, МПа	300/650		-/900	420/800		175/560	До 90	15	330
Термонагруженность, ГПа/к	3.0		1.4	1.08		10.8	16.8	10	24
Удельная прочность, ГПа/(г/см ³)	0.7-1.00/0.5-0.6		1.4-1.8/0.8-1.20	0.70-1.0/0.4-0.6		0.6-0.3	0.14-0.16	0.27	0.16-0.24
Удельный модуль упругости, ГПа/(г/см ³)	21-32/11-2		59-70/39-46	80-120/53-80		123	27	22-24	25-29

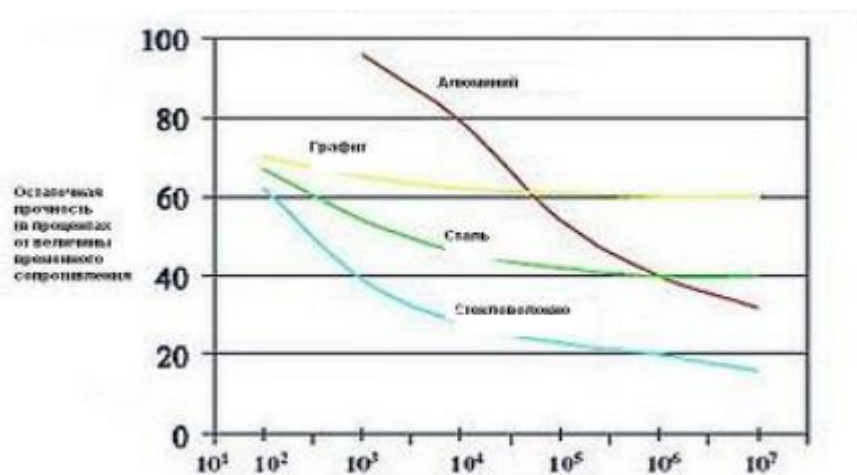


Рис 2. Криві витривалості

Криві витривалості типових матеріалів, що застосовуються в авіабудуванні

Впровадження елементів з КМ в конструкцію ВС відбувалося поступово і дуже акуратно.

Спочатку з КМ виконувалися несилові елементи, такі як: люки доступу, стулки нішею шасі та ін. Згодом з вуглепластиків почали робити обшивки закрилків, предкрилків, інтерцепторів, елеронів, рулів висоти і напрямку.

Проблема застосування виробів з КМ в силовому каркасі крила і фюзеляжу є питанням, остаточно не вирішеним. В даний час лише у літака Boeing-787 більша частина фюзеляжу виконана з КМ, а на літаку А-380 кілька шпангоутів виготовлені з полімерних матеріалів. Це обумовлено рядом причин, які розглянуті в цій статті.

1. Анізотропія КМ - властивості матеріалу значно змінюються в залежності від напрямку прикладання навантаження. Оскільки силові елементи конструкції сприймають весь спектр навантажень: розподілені аеродинамічні, розподілені масові, зосереджені навантаження, то стає дуже складно, а часом і неможливо підібрати таку орієнтацію волокон, щоб матеріал міг сприймати зазначені вище навантаження протягом призначеного ресурсу з достатнім запасом міцності.

2. Сильний вплив на механічні властивості КМ надають умови експлуатації ПС, також температурно-тимчасові чинники. Вироби з КМ більшою мірою, ніж металеві, схильні до руйнівній агресивного впливу температур і зовнішніх умов.

3. Стрімке зростання обсягу повітряних перевезень по всьому світу, безперервне збільшення кількості нових ВС, нестача кваліфікованого льотного і інженерно-технічного

персоналу і велика ціна помилки при розрахунку на міцність силових елементів з КМ на етапі проектування.

4. Низька ударна в'язкість виробів з КМ, їх гігроскопічність (здатність вбирати воду, яка, замерзаючи при низьких температурах, розриває шари матеріалу), токсичність, низька експлуатаційна технологічність (велика тривалість і трудомісткість ремонту).

Застосування композиційних матеріалів в сучасному авіабудуванні ...

5. Значна вартість виробів з КМ. Незважаючи на те що КМ знаходять все більш широке застосування

До розв'язаних задач в літературі можна віднести створену математичну модель, яка була розглянута в багатьох джерелах інформації, також розглянуто якості безпеки та надійності мультикоптерів. У статті [4-7] йде аналіз] йде аналіз систем управління безпілотниками і запропоновані методи щодо поліпшення таких складових, як навігація, наведення і керування. У статті зазначені фізико-механічні властивості композитних матеріалів.

До нерозв'язаних задач можна віднести використання композитних матеріалів у складі мультикоптера, а саме деталі виготовлені з цього матеріалу. Не розглянуті також, фізико-механічні властивості деталей мультикоптера з композитних матеріалів та їх порівняння з звичайними матеріалами, які використовуються у складі мультикоптера.

Відповідно, результатом проведеного аналізу метою роботи є аналіз та визначення механічних характеристик деталей мультикоптера виготовлених з композитних матеріалів, які допоможуть підвищити фізико-механічні характеристики деталей мультикоптера

3. Загальні поняття композитних матеріалів

Під час проектування нових видів сучасної техніки вимоги, що ставляться до матеріалів, дуже високі. Через це КМ мають в даний час все більш широке застосування в будь-яких сферах проектування сучасної техніки. Коли в будь-якій галузі з'являється потреба розробки деталей, які будуть мати властивості, які ніякий однорідний матеріал не має змогу забезпечити, то таким матеріалами стають композиційні матеріали.

Інтерес до цих матеріалів зв'язаний, насамперед, з тим, що вони мають сукупність властивостей і особливостей, які суттєво відрізняють КМ від звичайних матеріалів і разом відкривають великі можливості як для вдосконалення існуючих конструкцій різного призначення, а також для розробки нових перспективних конструктивних форм та технологічних процесів.

Ці властивості породжуються, перш за все, характеристиками вихідних компонентів - армуючі елементи (волокна, нитки, мотузки, тканини) та матриць (полімер, вуглець, метал, кераміка). Також існує так званий синергетичний ефект, зв'язаний із появою в композиції властивостей, які не мають жодного з вихідних складових окремо.

Серед характеристик першого роду маю зазначити, перш за все, високу питому (по масі) міцність і жорсткість композитів при навантаженні в напрямку армування, які визначаються як міцністю, так і твердістю волокон. І здатність матриці забезпечувати ефективну взаємодію по відношенню до зовнішньої навантаженні. Необхідність поєднувати жорсткість і міцність з низькою щільністю вже призвела до того, що конструктори літаків і автомобілів звернулися до КМ в якості конструкційних матеріалів.

Серед характеристик третього типу можна зазначити досить високу в'язкість на руйнування композитів, утворених з крихких компонентів, та компонентів з низькою в'язкістю на руйнування, наприклад, склопластику та епоксидної матриці. Наявність численних поверхонь між волокнами і

матрицею, а також між шарами значно покращує стійкість до крихкого руйнування, а також дозволяє створювати матеріали, які мають досить високий рівень статичної міцності та додатково мають властивість. Потрібно зауважити, що збільшення міцності металів зазвичай слідує зменшенням в'язкості.

Властивості композитних виробів можна розвивати відповідно до цих вимог для експлуатації цього виробу. Розподіляючи волокна або частини першого матеріалу в матриці іншого (використовуючи перше в качестве сполучного), розробник композитів може отримати новий матеріал з абсолютно новими можливостями.

Через це методи використання КМ дуже різні, іноді абсолютно протилежні, це матеріали, котрі можуть мати здатність утримувати тепло, високу міцність конструкції, деталі на тертя та антифрикцію, матеріали, здатні проводити електрику та бути електроізоляторами та інші. ...

Може здатися, що КМ - невиправдано складні структури. Адже елементи з задатками ідеальних конструкційних матеріалів знаходяться, що називається, під рукою - в центральній частині періодичної системи Д.І. Менделєєва. Ці елементи, серед яких вуглець, алюміній, азот і кисень, утворюють сполуки з міцними стабільними зв'язками. Такі сполуки, типовими представниками яких є керамічні матеріали, наприклад, оксид алюмінію (основа рубінів і сапфірів), карбід кремнію і діоксид кремнію (головний компонент скла), мають високі міцність і твердість, а також теплостійкість і стійкість до хімічних впливів. Вони мають низьку щільність, а складові їх елементи широко поширені в природі. Один з елементів, вуглець, має такі ж хороші властивості і у вільному стані - у формі вуглецевого волокна (УВ).

Однак ці речовини мають серйозний недолік, через який вони рідко використовуються в якості конструкційних матеріалів, крихкість. Наявність

подряпини або внутрішнього дефекту досить для утворення тріщини, яка може привести до руйнування всього виробу, тому теоретична міцність цих матеріалів на практиці досягається рідко. Важко уявити, щоб вони були абсолютно вільні від дефектів або залишалися такими довго при експлуатації виробу.

Коли такий матеріал виробляється у формі дрібних частинок або тонких волокон, його корисна міцність стає набагато вище. Наприклад, віконне скло - досить неміцний матеріал, але скляна нитка з волокон з діаметром в декілька мікрон має міцність при розтягуванні, що перевищує аналогічну характеристику стали в кілька разів. Помітне збільшення міцності на мікрорівні обумовлено статистичними чинниками. Імовірність того, що зразок матеріалу містить дефект, досить великий, щоб викликати крихке руйнування, падає зі зменшенням розміру зразка. Крім того, якщо в скляній нитки зруйнувалося одне волокно, дефект не поширюється і не зачіпає інші волокна, а при наявності сполучного матеріалу пошкодження окремого волокна «відновлюється», тобто навантаження перерозподіляється на інші волокна.

Уявлення про те, що багато матеріалів проявляють кращі властивості, якщо мають форму тонких волокон, справедливо і для багатьох органічних полімерних матеріалів. Полімери складаються з довгих ланцюгів атомів, в основному, атомів вуглецю, пов'язаних ковалентними зв'язками. У більшості випадків ланцюга або вільно переплітаються, або утворюють структури складної форми. Вони легко відокремлюються одна від одної, і в результаті такий матеріал гнучкий і неміцний. Однак, якщо ланцюги спрямовані в напрямку прикладання навантаження або тонкими шарами розподіляється між армуючим волокном, то полімер може набувати дуже високу міцність і жорсткість. Деякі полімерні молекули (полівінілацетат, поліамід) мають стержнеобразную форму і легко орієнтуються за потрібне чином, коли

полімер витягується в волокно. На цьому ефекті заснована виробництво арамідних волокон, що володіють високою міцністю і жорсткістю. З деяких полімерів, наприклад, поліетилену, з гнучкими ланцюгами, які при витяжці орієнтуються уздовж осі, виходять високоміцні і жорсткі волокна.

Міцність і жорсткість КМ в основному визначаються властивостями армуючого матеріалу, але матриця також вносить свій вклад в властивості композиційних матеріалів. Наприклад, теплопровідність і електропровідність композитних матеріалів дуже залежать від провідності матриці. Матриця діє як клей, який по'єднує волокна в матеріал і надає виробу бажану форму.

Крім того, він захищає волокна КМ від різноманітних впливів навколишнього середовища та від фізичних пошкоджень, що можуть спричинити руйнування.

При дисперсному зміцненні частки блокують процеси ковзання в матриці. Ефективність зміцнення за умови мінімальної взаємодії з матрицею залежить від виду частинок, їх об'ємної концентрації, а також від рівномірності розподілу в матриці. Застосовують дисперсні частинки тугоплавких фаз типу Al_2O_3 , SiO_2 , BN, SiC, що мають малу щільність і високий модуль пружності. КМ зазвичай отримують методом порошкової металургії, важливою перевагою якого є изотропність властивостей в різних напрямках.

У промисловості зазвичай застосовують дисперсноупрочнення КМ на алюмінієвій і рідше на нікелевій основах. Характерними представниками цього виду композиційних матеріалів є матеріали типу САП (спечена алюмінієва пудра), які складаються з алюмінієвої матриці, зміцненої дисперсними частинками оксиду алюмінію. Алюмінієвий порошок отримують розпиленням розплавленого металу з подальшим подрібненням в кульових млинах до розміру близько 1 мкм в присутності кисню. Зі

збільшенням тривалості помелу пудра стає дрібніше і в ній підвищується вміст оксиду алюмінію. Подальша технологія виробництва виробів і напівфабрикатів з САП включає холодне пресування, попереднє спікання, гаряче пресування, прокатку або видавлювання спеченої алюмінієвої заготовки у формі готових виробів, які можна піддавати додатковій термічній обробці.

Частинки дисперсної фази діють як перешкоди руху дислокацій в кристалічній решітці. Розрізняють два види виділень. До першого належать дрібнодисперсні виділення, що зберігають зв'язок з матрицею (когерентні або частково когерентні частки), які перерізаються дислокаціями (перерізав частки). Для руху дислокацій в цьому випадку потрібне додаткове зусилля, необхідне для проходження крізь області з різною енергією дефектів упаковки.

Втрата когерентності і ідеального сполучення решіток матриці і виділення призводить до зміни характеру руху дислокацій. Некogerентні виділення утворюються на більш пізніх стадіях розпаду твердого розчину, вони зазвичай крупніше когерентних і характеризуються більшою жорсткістю і великими відстанями між собою, що значно перевищують їх діаметр. Дислокації під дією прикладеної напруги вигинаються між частинками і проходять далі, залишаючи кільця дислокацій навколо частинок.

Найбільше зміцнення при збереженні в'язкості, пластичності і конструктивної міцності досягається за умови досить високої дисперсності частинок і їх некогерентності з матрицею. Зазвичай модуль зсуву частинок більш ніж в 2 рази більше модуля зсуву матриці. Місцезнаходження ще не перерізають і не деформують частинки, а огинають некогерентні виділення зі збільшенням рівня напруги. Чим менше відстань між дисперсними частинками, тим вище зміцнення.

Механізм зміцнення феррито-перліту сталей також обумовлений тим, що деформація починається в фериті, а перлітні колонії перешкоджають руху дислокацій. Чим більше перлитної складової, чим вище її дисперсність і менше відстань між окремими пластинками цементиту, тим вище ступінь зміцнення. Однак, збільшуючи міцність, перліт різко негативно впливає на ударну в'язкість і підвищує температуру в'язко-крихкого переходу.

При виборі виду армуючих волокон необхідно враховувати, що все армуючі волокна мають високий рівень міцності, однак за багатьма іншими властивостями відрізняються один від одного. Порівнюючи основні види армуючих волокон: скляні, органічні, вуглецеві і борні, можна відзначити, що якщо до матеріалу пред'являються високі вимоги по жорсткості, то КМ, армовані скляними і органічними волокнами, не прийнятні. Перевагу треба віддати армирующим вуглецевим і борним волокнам. У міру зростання щільності їх можна розташувати в такий спосіб: органічні (1,4 г / см³), вуглецеві (1,7 г / см³), борні (2,5 г / см³) і скляні (2,58 г / см³); за вартістю: скляні, органічні, вуглецеві і борні.

Армуючі волокна повинні вибиратися не тільки за механічними властивостями, але і по фізичним і хімічним. Вони повинні задовольняти умови отримання композиту, що визначаються обраної матрицею. Так, при використанні КМ з металевою матрицею органічні волокна можуть обвуглюватися, а вуглецеві волокна при введенні в металеву або керамічну матрицю можуть окислюватися і втрачати свою міцність, якщо високотемпературний процес виготовлення КМ не проводити в інертному середовищі.

Вирішальну роль хімічна сумісність матриці і волокна грає при їх контакті на поверхні волокна. Для спільної роботи волокна і матриці в КМ вони повинні мати міцне зчеплення. Передумовою для адгезійного взаємодії є здатність незатверділої, або розплавленої матриці змочувати волокно. На

волокна, які не змочується обраної матрицею, можна нанести спеціальне покриття (апретом), що покращує зчеплення матриці з волокном. Зв'язок виникає завдяки взаємодії матеріалу покриття, як з волокном, так і з матрицею.

За електропровідності ПКМ підрозділяються на ізоляційні - на основі скляних і органічних волокон і електропровідні - на основі вуглецевих і борних волокон.

Армуючі волокна мають різні коефіцієнти лінійного температурного розширення (КЛТР). Якщо скляні і борні волокна мають позитивні значення КЛТР, то вуглецеві і органічні - негативні в деяких діапазонах температур.

Для використання КМ у виробках, що вимагають високої ударної міцності, більше придатні органічні волокна і скляні в порівнянні з вуглецевими і борними. Властивості виробу, з КМ визначаються не тільки типом матриці і армуючого волокна, а й іншими факторами, не пов'язаними з його складом, - технологією отримання та структурними параметрами КМ (об'ємним вмістом армуючого матеріалу, його формою і розташуванням, пористістю і ін.).

Композити з високою пористістю мають хороші характеристики по тепло- і звукоізоляції. Такі КМ широко використовуються в будівництві, транспортному машинобудуванні, авіабудуванні. При виготовленні таких КМ матрицю вспенивають.

Одним з напрямків варіювання властивостей КМ є використання в одному матеріалі армуючих волокон декількох видів, тобто створення гібридних КМ. Властивості таких КМ визначаються як видами спільно використовуваних волокон в КМ, так і їх співвідношенням.

Для виробів з волокнистих КМ визначальним принципом конструювання є забезпечення відповідності між характером навантажень і

схемою армування. Якщо виріб відчуває одновісне розтягнення, то оптимальною схемою армування виробу буде розташування волокон тільки в напрямку діючої сили. При плоскому напруженому стані доцільно укласти волокна пошарово з різною орієнтацією арматури в шарах. Недоліком таких КМ є слабкий зв'язок як між шарами, так і в кожному шарі в поперечному напрямку. Під дією екстремального навантаження КМ може расслоїтися, а волокна всередині шару розділитися. Для усунення цього явища КМ армують в трьох і більше перехресних напрямках, створюючи просторову схему армування.

Підсумовуючи наведений аналіз залежностей властивостей КМ від характеристик вихідних компонентів і структурно-технологічних параметрів КМ, можна відзначити наступне.

Композити на основі полімерних матриць відрізняються високу корозійну стійкість. Поєднання цих матриць з органічними або скляними волокнами дозволяє отримати матеріал, що володіє електроізоляційними властивостями і Радіопрозорий, а комбінація полімерної або металеві матриць і вуглецевих волокон забезпечує електропровідність. Низька теплопровідність більшості КМ дозволяє експлуатувати їх без додаткового захисту в умовах інтенсивного короткочасного поверхневого нагріву і визначає можливість їх використання в якості теплозахисних і теплоізоляційних матеріалів. Висока теплостійкість вуглецеві карбонизовані і керамічної матриць в поєднанні з високою міцністю, жорсткістю і теплостійкість вуглецевих волокон забезпечує отримання матеріалів, що зберігають рівень механічних характеристик близьким до вихідного, при температурах, що перевищують температури плавлення металевих сплавів. Композиції на основі вуглецевих і органічних волокон дозволяють здійснювати спрямоване зміна КЛТР, тобто створювати конструкції, що

зберігають стабільність геометричних параметрів в умовах змінного температурного впливу.

Таким чином, КМ мають широкий спектр корисних, а в деяких відносинах і унікальних властивостей, а їх раціональне поєднання дозволяє отримувати ефективні конструкції з високим ступенем вагової досконалості.

3.1. Проектування виробів з композитних матеріалів

При проектуванні і виготовленні виробів з КМ необхідно враховувати особливості конструювання матеріалу в залежності від умов роботи майбутнього виробу. КМ повинен розглядатися як самостійна конструкція, яка вимагає розрахунку і проектування, результатом чого є отримання матеріалу з заданими параметрами. В принципі, для кожної конструкції повинен бути розроблений і реалізований матеріал, найбільш повно відповідає її призначенню, полю діючих навантажень і умов експлуатації.

При проектуванні конструкції з КМ, крім традиційного вибору форми і розмірів виробу, конструктори визначають вид і структуру композиту, виходячи з технічних вимог і геометрії виробу.

Аналізуються такі вимоги до виробу: температура і середовище експлуатації; навантаження, які відчувають виробом, вимоги по вазі, необхідний ресурс і передбачувана програма випуску виробів.

На підставі аналізу цих вимог складаються технічні вимоги до матеріалу конструкції, вибирається тип композиту і пропонується схема армування матеріалу конструкції. На підставі прийнятої схеми армування виробу і вимог по технологічності пропонується метод виготовлення. Цей етап проектування можна назвати аналітичним.

На наступному етапі, який можна назвати технологічним, складаються технічні вимоги до моношару КМ і його компонентів. Вибираються вигляд сполучного волокна, текстура КМ, додаткові операції щодо поліпшення властивостей КМ (обробка волокна для видалення замасливача, апретування тощо). Уточнюють метод виготовлення, вибирають технологічне оснащення, обладнання, призначають режими формування. Слід зазначити, що в деяких випадках рівень досконалості обладнання і його технологічні можливості визначають фактичні характеристики виробів з КМ, оптимальну реалізацію в реальних конструкціях багатьох досягнень в області механіки і матеріалознавства композитів.

На третьому - перевірочному етапі проектування визначаються характеристики моношару КМ, уточнюється схема армування матеріалу конструкції, проводиться її оптимізація, паралельно проводять технологічну опрацювання етапів виготовлення конструкції, розрахунок напружень в моношарах і компонентах, а також уточнюється геометрія конструкції і виготовляється дослідний зразок.

Дослідний зразок випробовується при номінальних навантаженнях в умовах, що відповідають умовам його експлуатації, потім при екстремальних умовах і граничних навантаженнях, аж до руйнування, після чого робиться висновок про використання КМ в даній конструкції.

3.2. Класифікація композитних матеріалів

За типом армуючих наповнювачів сучасні композитні матеріали розділяються на:

- волокнисті;
- дисперсно-зміцнені.

Дисперсно зміцнені КМ являють собою матеріали, що мають в матриці рівномірно розподілені частинки. У цих матеріалах основне навантаження отримує матриця, у якій за рахунок амруючих частинок створюється структура, яка утрудняє рух дислокацій. Дисперсно-зміцнені КМ - ізотропні. Їх застосовують в авіації, ракетобудуванні та ін. Зміст дисперсної фази становить $\sim 5-7\%$ (трубки, дроту, фольга, прутки і т.п.).

Волокнисті КМ можна класифікувати за типом армирующего наповнювача. При їх виготовленні в якості арматури застосовуються високоміцні скляні, вуглецеві, борні, органічні волокна, металеві дроти, ниткоподібні кристали ряду карбідів, нітридів, оксидів та ін.

Армуючі матеріали використовуються у вигляді моноволокон, ниток, джгутів, сіток, тканин, стрічок, полотен. Волокнисті КМ можна розрізняти також за способом армування: орієнтоване і стохастичне (випадкове). У першому випадку композити володіють чітко вираженою анізотропією властивостей; у другому - квізіізотропні. Об'ємна частка наповнювача в волокнистих КМ становить 60-70%.

Армуючі матеріали (АМ) використовуються у виді сіток, моноволокон, ниток, канатів, полотен, тканин, стрічок. Волокнисті композитні матеріали також можна виділити за способом армування: орієнтоване і стохастичне (випадкове). В першому випадку КМ володіють яскраво вираженою анізотропією; а в другому вони кизи-ізотропні. Об'ємна частина наповнювача в ВКМ становить 55-65%.

За структуру матриці КМ розподіляють на:

- вуглець-вуглецеві;
- металеві;
- полімерні;

- керамічні.

Матриця забезпечує монолітність композиту, фіксує форму і розміри виробів, що передають навантаження волокнам.

Серед полімерних композитів розрізняють КМ на основі синтетичних частин(поліефірні, епоксіфенольними і ін.) І термопластів (поліетилену, полівінілхлориду, капрону і ін.).

За способом виготовлення ПКМ можна розділити на отримані: викладкою, намотуванням, пултрузії, пресуванням і ін.

Металеві композитні матеріали за способом отримання розподіляють на ті, що деформуються і ливарні. Ливарні отримують просоченням арматури розплавленим матричних сплавом або спрямованою кристалізацією, а для деформуються КМ застосовують спікання, гаряче і вибуховий пресування, дифузійну зварювання, штампування, плазмового напилення і ін.

З точки зору механіки, композити можна розділити на силові, несилові і спеціальні. До силовим КМ пред'являються вимоги високої міцності і жорсткості. Несилові КМ використовуються для різних виробів побутового призначення, огорож, покриттів і ін. В спеціальних КМ забезпечується досягнення певних фізичних властивостей (жаропрочність, термостійкість, фрикційні властивості, ударостійкість, радіопрозорість і ін.).

Під час створення нових моделей сучасних технологій вимоги до конструкційних матеріалів надзвичайно високі. Тому КМ сьогодні все частіше використовуються в різних галузях машинобудування. Як тільки в будь-яких нових технологіях виникає потреба у створенні матеріалів із комплексом властивостей, яких не може забезпечити жоден однорідний матеріал, тоді композити стають матеріалами.

Зацікавленість до КМ пов'язаний, спершу, з тим, що вони мають набір властивостей і особливостей, що істотно відрізняють їх від звичайних конструкційних матеріалів (сплавів, металів) і разом відкривають широкі можливості як для поліпшення існуючих конструкцій різного призначення. А також для розробки нових перспективних конструктивних форм і технологічних процесів.

Використання в якості матричного матеріалу аморфного вуглецю, а в якості армуючого матеріалу - волокон з кристалічного вуглецю (графіту) дозволило створити композит, що витримує нагрівання до 2500 ° С. Такий вуглець-вуглецевий композит перспективний для космонавтики і заатмосферної авіації. Поштовхом до інтенсивного використання вуглець-вуглецевих композиційних матеріалів в США послужили роботи за програмою створення космічних кораблів багаторазового використання. Недолік вуглецевої матриці полягає в можливому окисленні і абляції (Абляція (лат. Ablation - відібрання) - винесення речовини з поверхні твердого тіла потоком гарячого газу (шляхом ерозії, оплавлення, сублімації)). Для запобігання цим явищам композит покривають тонким шаром карбиду кремнію.

Таким чином, найбільш важливим критерієм вибору матричного матеріалу є робоча температура експлуатації композиту.

Крім високої міцності і жорсткості, основними вимогами, що пред'являються до волокон для КМ, є хороша змочуваність матеріалу волокна розплавленої матрицею в процесі виготовлення композиту. Важливими умовами є слабка взаємодія волокна з матеріалом матриці і його висока окислювальна стійкість.

Для багатьох видів волокон розроблені технологічні процеси нанесення покриттів для забезпечення кращої змочуваності, окаліностойкості і оптимальної взаємодії волокна з матрицею. Борні волокна захищають від

реагування з розплавами титану і алюмінію створенням на поверхні дифузійного бар'єру з карбідів кремнію або бору. Волокна бору, захищені карбідом кремнію, називають borsic (борсік). Через високу окисної здатності вуглецевих волокон на їх поверхню наносять спеціальні покриття, а процеси переробки здійснюють в захисній атмосфері. Вуглецеві волокна мають негативне значення температурного коефіцієнта лінійного розширення, завдяки чому з'являється можливість при відповідній укладанні волокон отримувати температурний коефіцієнт лінійного розширення близький до нуля.

Матеріалом основи композитів із шаруватим будовою є пластмаса, метал або кераміка. Як наповнювачі застосовуються полімерні волокна, стрічки з тканин, трикотажу та інших матеріалів. Добре відомі ламінати виготовлені зі смоли, армованих полімерними волокнами або склотканиною.

До цієї ж групи композитів належать абляційні матеріали для теплового захисту ракет, виготовлені на базі фенолоформальдегідних смол з вуглецевим чи скловолокном. У цих матеріалах часто використовується склотканина, яка при багатошаровому нанесенні забезпечує високі механічні властивості виробів, наприклад тонкостінних труб, втулок і ін.

Зустрічаються композити, в яких шаруватим сполучною є алюмінієві, титанові, мідні, нікелеві і кобальтові листи та фольга, а шарами, визначальними спеціальні властивості і застосування, - кераміка, інтерметаллідним з'єднання або інші метали.

Шаруваті керамічні композити використовують в екстремальних умовах. Компонентами цього типу композиційних матеріалів найчастіше є кераміка, вуглець і метали, наприклад корунд, піролітичний графіт, карбіди, оксиди, нітриди в композиції з алюмінієм, міддю, титаном, нікелем, кобальтом, танталом, залізом. Такі матеріали знайшли застосування в

космічних апаратах для виготовлення теплоізоляційних силікатних плиток з корунду, боросилікат, вуглецевих карборундових ламинатов.

3.3. Механічні властивості

Основними характеристиками скляних волокон є міцність і модуль пружності. Висока міцність скляних волокон закладена в самій природі скла: теоретично розраховане руйнівне напруження при розтягуванні скла становить 1000-1400 кгс/мм² в разі багатокомпонентних складів і 2500 кгс/мм² для плавленого кварцу.

Міцність технічних волокон лежить в межах 100-600 кгс/мм² і залежить, крім складу скломаси і умов витяжки (температури, вологості навколишнього середовища), від ступеня дефектності волокон (поверхневі мікротріщини, внутрішні порожнечі і різні включення), взаємодії поверхні волокна з вологою, структурної неоднорідності (мікрооб'єми з дещо відмінною структурою, щільністю, хімічним складом), температурного впливу.

Відмінності в умовах виготовлення, зберігання і випробування зумовлюють відмінності в ступені дефектності і напруженому стані скляного волокна, що призводить до значного розкиду показників міцності волокон одного і того ж складу. Найбільш високою міцністю володіють скляні волокна з неушкодженою поверхнею, так звані «незаймані» волокна, міцність яких нижче теоретичної через структурної неоднорідності. При кімнатній температурі в атмосферних умовах міцність «недоторканих» волокон з алюмоборосилікатного скла становить 320-380 кгс/мм², натрієвого - 370 кгс/мм², алюмомагnezіального - 470-600 кгс/мм², кварцових волокон - 500-600 кгс/мм²; причому для всіх «недоторканих» волокон характерний малий розкид показників міцності (коефіцієнт варіації становить 1-5%).

Випускаються в даний час промисловістю скляні волокна крім структурної неоднорідності, мають механічно і хімічно пошкоджену поверхню, міцність таких волокон залежить від числа і характеру найбільш небезпечних поверхневих дефектів. Тому, вимірюючи міцність промислових одиночних волокон, оцінюють не дійсну міцність, характерну для волокна даної структури і складу, а лише міцність дефектного зразка, що залежить від його передісторії і ступеня дефектності.

Наявність дефектів поверхні призводить до зниження середньої міцності скляних волокон і збільшення розкиду показників у порівнянні з «недоторканими» волокнами. Міцність зразків промислових алюмоборосилікатного волокон діаметром 5-7 мкм, взятих з пасма, становить 200-250 кгс/мм². Показники міцності волокон інших складів представлені в табл. 2.3.

Міцність скляних волокон різко зростає зі зменшенням їх діаметру. Однак встановлено, що ця залежність не завжди справедлива і визначається умовами отримання волокон і їх складом. Встановлено, що ні геометричні параметри, а поверхневі дефекти, напруженість і структурна неоднорідність скляних волокон, зумовлені складом та умовами витяжки, є основними факторами, що визначають зниження міцності. При цьому визначальна роль належить поверхневим дефектам, накопичення яких носить статистичний характер і залежить не тільки від діаметра, а й від довжини волокон.

4. Визначення механічних властивостей КМ для проектування мультикоптерів

У односпрямованих матеріалах армуючі волокна орієнтовані в одному напрямку. Ці матеріали мають площину изотропии і перпендикулярну до неї вісь симетрії n -го порядку. Такі матеріали називаються трансверсально ізотропним. Технологічно вони можуть бути отримані методами намотування, викладки або пултрузии. Використовуються в конструкціях стрижневих виробів, що підкріплюють елементів, є основою для отримання шаруватих композиційних матеріалів.

У моделі односпрямованого композиційного матеріалу армуючі волокна паралельні один одному, перебувають в одній площині, і між ними і матрицею існує повне зчеплення.

Фізико-механічні властивості основних компонентів КМ на основі алюмінієвої матриці наведені в таблиці

Тип волокна	γ , г/см ³	σ_s , МПа	E , ГПа	$\sigma_b/\gamma g$, км	$E/\gamma g$, 10 ³ км	α , 10 ⁻⁶ К ⁻¹	T_{max} , °C
Матриця из Al-сплава	2,63–2,8	250–573	69–73	20	2,5	11–13	150
C	2,1–2,3	850/70	360/35	90	20	1,0–3,6	500
B	2,6	1800/330	250/140	70	10	6,0	540
SiC	2,85–2,9	1600/350	230/140	56	7	6,1	300
B · SiC	2,7–2,8	1400/320	220/180	50	–	–	–
Al ₂ O ₃	3,4	1200	260/140	34	7	–	–

Табл 4.1 – Властивість металевих КМ на основі магнієвої матриці

Хороша сумісність матриці з армуючим елементом, високі міцнісні властивості борного волокна і задовільна пластичність матеріалу матриці визначають високі питомі значення міцності і жорсткості металевих КМ (відношення тимчасового опору і модуля пружності до щільності) в поєднанні з хорошою технологічністю і конструкційної надійністю виробів з цього матеріалу.

Для створення металевих КМ з ще меншою щільністю застосовується магній. Композиційні матеріали на основі магнію на 30% легше, ніж сплави алюмінію. У металевих КМ на основі магнію хороші питомі властивості, стабільний температурний коефіцієнт лінійного розширення в широкому діапазоні температур, що досягається за рахунок комбінацій властивостей матриці і волокна і може регулюватися в залежності від конкретних умов використання. Магній - один з легких металів, для якого не виникає проблем взаємодії з вуглецевими, борними волокнами і волокнами з карбіду кремнію. Перспективна система вуглецеві волокна-магній володіє найвищими

питомими характеристиками: $E_{уд} = 23,5 \cdot 10^3 \text{ км} = 115 \text{ км}$. Деякі властивості металевих КМ на основі магнієвої матриці наведені в таблиці

Свойства	Магниеые сплавы	Армирующие волокна		
		С	В	Al ₂ O ₃
$\gamma, \text{г/см}^3$	1,74–1,83	1,9–1,95	2,15	2,5–2,9
$\sigma_n, \text{МПа}$	200–280	825	550	530
$E, \text{ГПа}$	43–45	352	150	210
$\sigma_{уд}, \text{км}$	15,5	115*	25	20
$E_{уд}, 10^3 \text{ км}$	2,5	23*	7	8
$\alpha, 10^{-6} \text{ К}^{-1}$	14–15	–	–	–
$T_{\text{max}}, ^\circ\text{C}$	–	300–320	–	–
* Проектируемые значения свойств.				

Табл 4.2. – Властивості металевих КМ на основі титанової матриці

4.1. Вимоги, що пред'являються до волокон і матриці

4.1.1. Вимоги до волокон

Ниткоподібна форма армуючих частин має як позитивні, так і негативні аспекти. Їх перевага - висока міцність і можливість створювати підкріплення лише в тому напрямку, в якому це структурно потрібно, що забезпечує максимальне використання властивостей волокон. Недоліком такої форми є те, що волокна здатні переносити навантаження лише у напрямку своєї осі, тоді як у перпендикулярному напрямку відсутнє підкріплення, а в деяких випадках може бути навіть знеміцнення.

Волокна, що використовуються як арматура, повині мати такі властивості: висока температура плавлення, низька щільність, висока міцність у всьому діапазоні робочих температур, технологічність, мінімальна розчинність у матриці, висока хімічна стійкість, відсутність фазових перетворень в зоні робочої температури, відсутність токсичності при виробництві та експлуатації.

В основному для армування використовуються три типи волокон: вуса, металеві дроти та неорганічні полікристалічні волокна. Вуса (вуса) вважають перспективним матеріалом для армування металів, полімерів та кераміки. Надзвичайно висока міцність в широкому діапазоні температур при низькій щільності, хімічна інертність у багатьох матричних матеріалах, високотемпературна стійкість та корозійна стійкість вусів з оксидів алюмінію та магнію, карбіду кремнію, муліту та інших роблять їх незамінними армуючими елементами. На жаль, багато робочої сили. Потрібно вирішувати проблеми їх виробництва в промислових масштабах, підбираючи відповідні вуса, орієнтуючи їх у матриці, способи формування вусових композицій тощо.

Полікристалічні неорганічні волокна, як і металеві дроти, виробляються у великих кількостях. Недоліком цих волокон є їх дуже висока чутливість до механічних пошкоджень. Однак низька щільність, висока міцність та хімічна стійкість вуглецю, бору, скла, карбіду кремнію, кварцу, кварцу, цирконію, алюмосилікатів та інших волокон роблять їх широко використовуваними для армування пластмас та металів. Якщо СМ розрахований на конкретний виріб, під час виготовлення якого потрібно буде зігнути волокна під радіусом R , то розраховується гранично допустимий діаметр волокна d_{max} по формулі, що враховує міцність σ , і модуль нормальної пружності волокон E (див. далі):

$$d_{max} = 2\sigma R/E$$

Якщо діаметр волокон більше максимально допустимого, вони ламаються при вигині.

4.1.2. Вимоги до матриці

Матриця в армуючій КМ надає виробу форму і робить матеріал цілим. Поєднуючи багато волокон в єдине ціле, матриця повинна дати змогу композиції відчувати різні зовнішні навантаження - натяг, стиск, вигин, зсув тощо. У той же час матриця також бере участь у створенні несучої здатності композиції, забезпечуючи передачу сили на волокно. Завдяки пластичності матриці сила від зламаних або розривних (коротких) волокон буде передаватися сусіднім волокнам, а концентрація напружень поблизу різних дефектів зменшиться. Матриця також отримує захисне покриття, яке може захистити волокно від механічних пошкоджень та окислення

Окрім, КММ повинна забезпечити і жорсткість, і міцність системи під час дії розтягуючого або стискаючого навантаження в напрямі, перпендикулярному до армуючих елементів. Якщо розтягуюче навантаження орієнтується вздовж осі паралельних волокон, і тоді отримується ефект посилення відносної межі подовження матриці як мінімум повинно бути рівним відносному подовженню волокон. Якщо навантаження перпендикулярна осі волокна, цього недостатньо. У цьому випадку навантаження на волокно передається лише через матрицю. Чим більше концентрація волокна, тим більше відношення модуля пружності матеріалу волокна до матриці і тим більша остаточна деформація матриці. Розрахункові розрахунки, проведені на еластичній моделі, показують, що для забезпечення цілісності КМ при поперечному навантаженні потрібна матриця, подовження якої в кілька разів перевищує середню деформацію волокна.

Прагнення отримати максимальну міцність композиції призводить до тенденції до збільшення об'ємної частки волокон V_b . Однак, якщо відносне подовження матриці невелике, цілісність КМ буде порушена навіть при низьких навантаженнях, коли значення V_b велике. З'являться пучки та тріщини. Ці негативні явища можна запобігти розтягуванням ортотропного

матеріалу даної композиції до тих пір, поки існує залежність між товщиною d матричного шару між волокнами, діаметром d_v та відносним подовженням волокон ϵ_v та матриці ϵ_m при розриві це:

$$\delta \geq d_B l \left(\frac{\delta_M}{\delta_0} - 1 \right)$$

тобто чим пластичніша матриця, тим менше допускається товщина прошарку матриці проміж волокнами і тимпаче волокон може бути введено в КМ.

4.2. Закони та методи які були використані для визначення механічних властивостей

1. Матеріали волокон і матриця ізотропні і лінійно пружні. Це означає, що до них застосуємо фізичний закон у вигляді узагальненого закону Гука для плоского напруженого стану.
2. Поперечний переріз композиційних матеріалів. З цього припущення випливає, що при розтягуванні або стисненні по осі у напруги в волокні і матриці однакові.
3. Модуль пружності вздовж волокон
4. Модуль пружності поперек волокон
5. Коефіцієнти Пуасона
6. Модуль зсуву

У процесі аналізу деформування односпрямованих композиційних матеріалів при зміні температури зазначалося, що в волокнах і матриці виникають залишкові температурні напруги. Знання величин цих напружень необхідно при вивченні механізмів руйнування композиційних матеріалів, виборі матеріалів волокон і матриці, визначенні температурно-часових параметрів процесів полімеризації.

Обчислення межі міцності композитів за відомими фізико-механічними характеристиками їх компонентів є однією з найбільш складних завдань

механіки композиційних матеріалів. Це пов'язано з одночасним дією великої кількості факторів, що визначають руйнування матеріалу, серед яких найбільш істотними є наявність дефектів волокна і сполучного, порушення цілісності на кордоні розділу фаз, неякісна просочення і багато інших.

У зв'язку з цими розглядаються спрощені підходи до обчислення границь міцності односпрямованих композиційних матеріалів на розтяг, стиск, зсув при наступних припущеннях:

1. Приймається гіпотеза про природну ненавантажений компонентів композиційних матеріалів. Фактично це припущення є дуже приблизними, але разом з тим дозволяє прогнозувати властивості міцності.
2. Руйнування композиційних матеріалів настає тоді, коли вичерпується несуча здатність хоча б одного з компонентів або кордону розділу між ними.

4.3. Межа міцності при розтягуванні (стисканні) уздовж волокон

Розглянемо елемент композиційного матеріалу, навантажений нормальними напруженнями уздовж волокон. Відповідно до прийнятого допущення для визначення міцності композиційного матеріалу необхідно знати, що руйнується раніше: волокно або матриця. Відповідь на це питання можуть дати діаграми розтягування компонентів композитного матеріалу, представлені на рис:

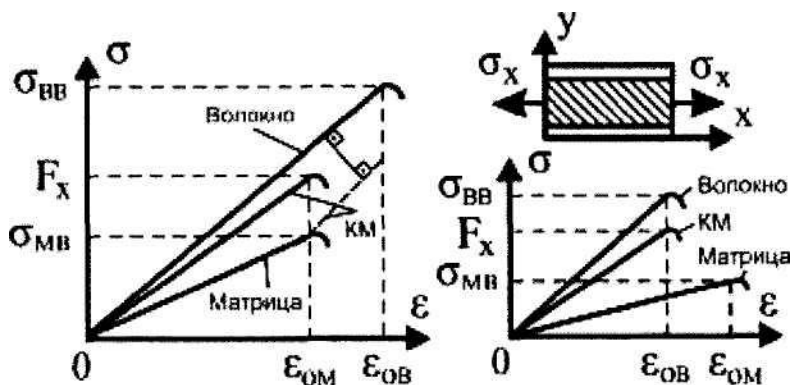


Рис. 3. Визначення межі міцності композиційних матеріалів уздовж волокон

4.4. Межа міцності при розтягуванні (стисканні) поперек волокон

Визначення міцності композиційних матеріалів поперек волокон на базі попередньої моделі і відповідної їй системи припущень призводить до того, що міцність композиційного матеріалу дорівнює найменшому значенню міцності матриці або волокон. Як правило, волокна міцніше пов'язує, тому несуча здатність композиційних матеріалів визначається міцністю останнього. Але експериментальні дані не підтверджують це. Тому для прогнозування міцності композиційного матеріалу поперек волокон розглянемо напруги на кордоні волокнозв'язні.

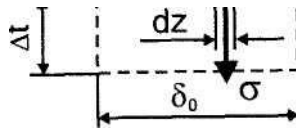


Рис. 4. Визначення межі міцності композиційних матеріалів поперек волокон

4.5. Закон Гука

Закон Гука установлює зв'язок між напруженнями пружними (elastic strain) s , діючими на тіло, і деформаціями (deformation) e , викликана цим тиском. Для одновісного натягу або стиснення ізотропного об'єкта лише однією силою закон Гука записується так:

$$\sigma = E\delta$$

Коефіцієнт пропорційності E називають модулем пружності (elastic modulus) при одноосному розтягуванні або нормальний модуль пружності

або модуль Юнга. Це константа, що характеризує ізотропний матеріал його жорсткості.

Відношення відносних деформацій зразка в поперечному і подовжньому напрямках називається коефіцієнтом Пуассона ν :

$$\nu = \frac{\delta_y}{\delta_x}$$

По аналогії з розтягом зв'язок між дотичними напруженнями τ і відповідними пружними деформаціями зсуву g можна записати співвідношенням ,

$$\tau = Gg$$

де G – модуль пружності при зсуві (модуль зсуву).

Коли не відбувається незворотних пластичних деформацій, а матеріал поводить себе як абсолютне пружне тіло, закон Гука діє лише при відносно невеликих значеннях напружень і деформацій.

Це співвідношення представляє взаємозв'язок між стресом і напругою в одному напрямку. Але можна застосовувати стрес до тіла одночасно у двох-трьох взаємно перпендикулярних напрямках. В результаті вони розглядають площинний напружений стан та об'ємний напружений стан матеріалу окремо.

Однак навіть під дією одновісного натягу або стиснення тіло буде деформуватися в трьох взаємно перпендикулярних напрямках x , y та z , тобто одновісний (лінійний) напружений стан призведе до тривісного або

тривимірного деформаційного стану. Можлива також комбінація сил, при якій тіло буде знаходитися в плоскому або одновісно деформованому стані.

Загалом, взаємозв'язок напруги та деформації ізотропного об'єкта встановлює узагальнений закон Гука. Позначення (технічне позначення), що використовується в технології для цього закону, має такий вигляд:

$$\left. \begin{aligned} \varepsilon_x &= \frac{1}{E} [\sigma_x - \nu(\sigma_y + \sigma_z)]; \\ \varepsilon_y &= \frac{1}{E} [\sigma_y - \nu(\sigma_x + \sigma_z)]; \\ \varepsilon_z &= \frac{1}{E} [\sigma_z - \nu(\sigma_x + \sigma_y)]; \\ \gamma_{xy} &= \frac{1}{G} \tau_{xy}; \\ \gamma_{yz} &= \frac{1}{G} \tau_{yz}; \\ \gamma_{xz} &= \frac{1}{G} \tau_{xz}; \end{aligned} \right\}$$

Тут $\sigma_x, \sigma_y, \sigma_z$ – напруження в трьох взаємно перпендикулярних осей x, y і z ; $\varepsilon_x, \varepsilon_y, \varepsilon_z$ – відносні деформації у напрямі відповідних осей координат (осьові деформації); $\tau_{xy}, \tau_{yz}, \tau_{xz}$ – дотичні напруження; $\gamma_{xy}, \gamma_{yz}, \gamma_{xz}$ – кутові деформації.

Константи E, G, ν і K поєднані між собою залежностями

$$\left. \begin{aligned} E &= 2G(1 + \nu); \\ E &= 3G(1 - 2\nu) \end{aligned} \right\}$$

Лише дві з чотирьох констант є незалежними. Два інших можна обчислити відповідно до співвідношення (1.6). Іншими словами, щоб отримати повну інформацію про взаємозв'язок напруженого та деформованого стану ізотропного еластомеру, необхідно лише знати його пружну константу. Для анізотропних об'єктів закон Гука визначає співвідношення між кожним компонентом тензору деформацій і всіма шістьма компонентами тензора напружень. значення). Напружений стан

(Stress state) в будь-якій точці навантаженого тіла характеризується дев'ятьма величинами, які утворюють тензор напружень (stress tensor), який записують у вигляді:

$$\begin{Bmatrix} \sigma_x & \tau_{xy} & \tau_{xz} \\ \tau_{yx} & \sigma_y & \tau_{yz} \\ \tau_{zx} & \tau_{zy} & \sigma_z \end{Bmatrix}$$

Тут три компоненти ($\sigma_x, \sigma_y, \sigma_z$) представляють нормальну напругу, а інші шість компонентів - дотичні. Зазвичай нормальний та тангенціальний навантаження представлені однією літерою σ і розрізняються за показниками ступеня: компоненти з двома однаковими показниками ($\sigma_{11}, \sigma_{22}, \sigma_{33}$) відповідають нормалі, але мають різні показники - тангенціальне напруження. У цьому випадку на нумерованій осі 1; 2; 3 записується тензор напружень:

$$\begin{Bmatrix} \sigma_{11} & \sigma_{12} & \sigma_{13} \\ \sigma_{21} & \sigma_{22} & \sigma_{23} \\ \sigma_{31} & \sigma_{32} & \sigma_{33} \end{Bmatrix}$$

Символ тензора зручний для обчислення коефіцієнта пружності анізотропних матеріалів у напрямках, які не збігаються з основною віссю симетрії, оскільки цей символ дозволяє використовувати правила обчислення тензора при обертанні осі. Найкраще використовувати його, розглядаючи площинний напружений або об'ємний напружений стан анізотропного об'єкта з низькою симетрією.

У загальному випадку з анізотропними матеріалами еластична сталь створює тензор четвертого рівня для будь-якого орієнтованого напрямку його можна обчислити за правилом перетворення тензора при обертанні

осі координат за такою формулою:

Тут буква C з двома індексами представляє похідну косинус кута між новою та старою декартовою системою координат. Перший індекс відповідає номеру нової осі, а другий індекс відповідає номеру старої осі. Перший - вісь x , другий - y , третій - z . Наприклад, C_{11} - косинус кута між новою віссю x та старою x' , а C_{12} - косинус кута між новою віссю x та старою осі. C_{32} - між новою віссю z і старою y тощо. Кут між позитивними напрямками осей може варіюватися від 0 до 180° , тому кожне значення C однозначно визначає кут.

	x	y	z
x'	C_{11}	C_{12}	C_{13}
y'	C_{21}	C_{22}	C_{23}
z'	C_{31}	C_{32}	C_{33}

Таб. Направляючі косинуси

У технічній формі запису закону звуку використовуються технічні константи пружності - модуль Янга, зсув, об'ємне стиснення та коефіцієнт Пуассона. Зазвичай використовується для опису пружної поведінки анізотропних тіл з досить високою симетрією.

Далі використовуються такі символи: E - нормальний модуль пружності при розтягуванні або стисненні в осьовому напрямку, зазначеному в індексі; G - модуль зсуву під дією дотичного напруження на площину, задану індексом; ν - коефіцієнт поперечної деформації (коефіцієнт Пуассона) при

нормальному напруженні в напрямку другої осі в напрямку першої осі, зазначеному в індексі.

Наприклад, для ортотропних матеріалів закон Гука в технічних позначеннях можна записати так:

$$\left. \begin{aligned} \varepsilon_x &= \frac{1}{E_x} \sigma_x - \frac{\nu_{yx}}{E_y} \sigma_y - \frac{\nu_{zx}}{E_z} \sigma_z; \\ \varepsilon_y &= -\frac{\nu_{xy}}{E_x} \sigma_x + \frac{1}{E_y} \sigma_y - \frac{\nu_{zy}}{E_z} \sigma_z; \\ \varepsilon_z &= -\frac{\nu_{xz}}{E_x} \sigma_x - \frac{\nu_{yz}}{E_y} \sigma_y + \frac{1}{E_z} \sigma_z; \\ \gamma_{xy} &= \frac{1}{G_{xy}} \tau_{xy}; \\ \gamma_{yz} &= \frac{1}{G_{yz}} \tau_{yz}; \\ \gamma_{xz} &= \frac{1}{G_{xz}} \tau_{xz}. \end{aligned} \right\}$$

ВИСНОВОК

5.Особливості проектування мультикоптерів деталей з КМ

При проектуванні, виготовленні та реалізації виробів з композиційних матеріалів на основі волокнистого наповнювача необхідно враховувати багато властивих їм функцій::

а) Анізотропія фізико-механічних властивостей ВКМ.

Якщо традиційні матеріали (сталь, чавун) та зміцнені дисперсією КМ мають ізотропні властивості, ВКМ має яскравість

Очевидна анізотропія характеристик. Через значні відмінності у властивостях армованого волокном матеріалу та матриці, співвідношення властивостей ВКМ у різних напрямках може коливатися в широкому діапазоні: від 3-5 разів до 100 разів і більше.

б) При проектуванні конструкцій та технічних пристосувань традиційними матеріалами дизайнери мають справу з напівфабрикатами у вигляді плит, прокатних профілів та виливків. Має атрибути, гарантовані постачальником. Його завдання - вибрати відповідні напівфабрикати, визначити геометричну форму відповідно до функціонального призначення та способи з'єднання різних деталей. Завдання технічного експерта - забезпечити якість з'єднання заданої форми, розміру та елементів конструкції. Аналіз процесу, проведений на кожному етапі виробництва напівфабрикатів, та прийняття матеріалів з необхідними характеристиками належать до здібностей вчених-матеріалознавців. Процес отримання виробів з традиційних матеріалів поділяється на три етапи тимчасового та організаційного поділу:

- Матеріалознавство - отримання матеріалів з необхідними характеристиками;
- конструювання структурованих продуктів;

- Технологія – створення виробів.

Ці етапи з часом будуть віддалені. Якщо дизайнер керується властивостями матеріалу, отриманими вченим-матеріалознавцем, і має загальне розуміння рівня сучасних технологій, ці етапи можна вважати нерелевантними.

Загалом виготовлення конструкцій з КМ здійснюється в технічній операції з виготовлення матеріалів. Одночасно з виготовленням конструкцій відбуваються складні фізичні, хімічні та теплофізичні процеси, а також утворення структур, агрегування та перетворення матриці та взаємодія з армуючими матеріалами.

Вони супроводжуються механічними явищами, які безпосередньо впливають на експлуатаційні якості матеріалу та несучу здатність композиційних деталей, утворюючи дефекти в умовах вільного навантаження. Тому дизайнери, які розробляють продукцію з КМ, повинні розуміти та враховувати це в матеріалознавчих принципах розробки КМ та технічних методах отримання продукції з КМ. В умовах завантаження продукту та експлуатації з ВКМ техніки без знань проекту не можуть ефективно використовувати різницю між КМ та традиційними матеріалами для виготовлення виробів, оскільки характеристики КМ залежать від структурних та геометричних факторів (арматурне волокно та матриця Збереження обсягу, кількість і розташування шарів) тощо), які заздалегідь не відомі. Отже, методом повинні бути конструкція та технологія, що визначають організаційні особливості управління знаннями виробництва продукції.

- в) Про тісний зв'язок між кожним етапом виробничої структури та матеріалами, конструкціями та технологіями виробництва, що

створюють КМ.

Використання спеціального дизайнерського відділу стане більш ефективним.

г) Коли необхідно використовувати полімер КМ для проектування деталей

Враховуючи їх недоліки:

- Низька міцність на зсув;
- Низький рівень стиснення;
- Повзучість збільшується;
- ПКМ має низьку термостійкість.

Через низьку силу зсуву та міцність контакту особливу увагу слід приділити зв'язку між виробом та ПКМ.

д) Хоча дуже зацікавлений у граничних станах, надійний метод визначення запасу міцності

Структурні елементи з КМ, номер. Через складність питань, що стосуються міцності продуктів КМ, важливо обрати метод при роботі з результатами експериментальних випробувань.

В даний час оцінка міцності конструкції КМ включає комплекс випробувань, що включає:

- 100% перевірка робочого навантаження;
- Вибіркове тестування на руйнування конструкції.

Забезпечення якості та успішне проходження цих двох типів тестів забезпечують стабільність процесу.

В останні роки за допомогою методів неруйнівного контролю (ультразвукові, акустичні випромінювання тощо) індивідуальна оцінка міцності кожної деталі стала загальнодоступною.

д) Визначити допуск та посадку деталей за допомогою КМ.

Оскільки формування поверхні у виробах з КМ відбувається різними способами (намотування, пресування, розрахунок тощо) і, як правило, не піддається механічній обробці, необхідно бути дуже гнучким у встановленні допусків системи та вимог до чистоти поверхні. Подібним методом має бути коригування дисперсії маси, пов'язаної з дисперсією параметрів вихідного матеріалу та його співвідношенням в КМ, та зовнішнім виглядом напрямку наповнення з різними обсягами під час процесу заповнення.

г) Перехід до управління знаннями у виробництві механічних виробів позначився на вдосконаленні деталей машин. Оскільки матеріал розроблений для конкретних деталей, його не передбачається обробляти в майбутньому, тому, звичайно, існує проблема з'єднання різних деталей. Спосіб виготовлення подібних деталей машини, що має такі характеристики

У цьому випадку або неефективний, або взагалі неприйнятний метал

У зв'язку з цим рекомендується зробити із КМ повну КМ, потім розкласти її на кілька частин, а потім зібрати у виріб, використовуючи знімні або цілісні з'єднання. Цей напрямок є дуже ефективним, оскільки зменшує затрати праці та енергії, хоча скорочення операцій вимагає реорганізації технічного обладнання та виробничих процесів.

Наприклад, коли США почали масове виробництво автомобілів у 1970 році, передня панель була представлена вперше. Передня панель мала отвір під радіатором. Це було вперше, коли він був виготовлений з пластини КМ. На додаток до зменшення ваги на 50%, поєднанням декількох деталей в одну частину, можна значно зменшити витрати. Ця цілісна панель виключає

багато операцій штампування, обробки та складання листового металу, а також усуває пов'язані з цим форми, форми та пристосування для верстатів. Він використовує КМ для поєднання 16 штампувальних штампів та литих деталей в одну частину. У 1979 році понад 35 моделей легкових автомобілів почали використовувати передні панелі КМ, включаючи корпуси та розетки фар, габаритні вогні, стоп-сигнали, покажчики повороту та габаритні вогні.

з) Необхідно змінити метод визначення економіки

Ефективність застосування КМ. Як правило, "споживачі" використовують СМ для поліпшення тактики товару, технології, експлуатаційних характеристик, довговічності, ремонтпридатності тощо у вигляді економічних ефектів. Тому для визначення економічного ефекту можна використовувати систематичний метод. Метод повинен враховувати всі компоненти загального ефекту від заміни традиційних матеріалів на КМ до загального переходу до нових технологій у виробництві деталей або конструкцій.

5.1. Застосування критеріїв міцності та максимальних напружень КМ

Після виконання операцій, викладених в розділі, відомі експлуатаційні та сумарні напруги і деформації для кожного з шарів багатошарового композиту, як в зв'язаній системі координат 1,2, так і в системі координат x , y . Тому при оцінці працездатності шаруватих композиційних матеріалів розглянуті вище критерії міцності послідовно можуть бути застосовані до кожного з шарів. Залежно від розв'язуваної задачі - перевірки міцності, проектувального розрахунку або визначення гранично допустимого навантаження підхід до розрахунку і аналіз можуть дещо відрізнятися.

Для вирішення першого завдання - перевірки міцності - умови міцності записуються в зв'язаній системі координат для кожного з шарів. Вважається, що міцність конструкції забезпечена за умови забезпечення міцності всіх верств в двох взаємно перпендикулярних напрямках і при зсуві.

За критерієм максимальних напружень:

$$\sigma_1 = \sigma_x \cos^2 \varphi + \sigma_y \sin^2 \varphi + \tau_{xy} \sin 2\varphi \leq (F_{lp} \vee F_{lc}); \quad (5.2)$$

$$\sigma_2 = \sigma_x \sin^2 \varphi + \sigma_y \cos^2 \varphi - \tau_{xy} \sin 2\varphi \leq (F_{2p} \vee F_{2c}); \quad (5.3)$$

$$\tau_{12} = (\sigma_y - \sigma_x) \cos \varphi \sin \varphi + \tau_{xy} \cos 2\varphi \leq F_{12}. \quad (5.4)$$

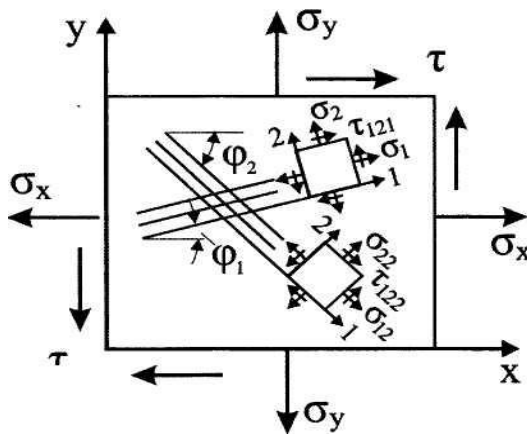


Рис. 5.1. Системи координат монослоїв композиту

$$\sigma_x \leq \frac{F_1}{\cos^2 \varphi}$$

$$\sigma_x \leq \frac{F_2}{\sin^2 \varphi}$$

$$\sigma_x \leq \frac{F_{12}}{\cos \varphi \sin \varphi}$$

При проектувальному розрахунку зазвичай необхідно вибрати по можливості оптимальний варіант із сукупності структурних параметрів, до яких відносяться:

- від матеріалу, пружні та міцнісні характеристики кожного
- з шарів;
- товщина кожного шару при заданій сумарною товщині всього
- пакету матеріалу;
- кут армування кожного з шарів.

З огляду на складність багатоступеневих розрахунків, на першому етапі проектування матеріалу зазвичай буває досить обмежитися реалізованої в заданих напрямках x або y міцністю матеріалів шарів в напрямку армування, нехтуючи взаємодією шарів і міцністю матриці. У цьому випадку розрахункові формули умови міцності придбають вид:

Оскільки міцність матеріалу визначається міцністю найбільш слабкої ланки, з кожної отриманої пари для подальшого аналізу вибирається коефіцієнт запасу з меншим значенням. Далі з отриманої вибірки вибирається коефіцієнт з найбільшим значенням. Структура матеріалу з максимальним значенням меншого з коефіцієнтів запасу і вважається оптимальною.

Матеріал такої структури повинен бути перевірений за уточненим розрахунком з використанням того чи іншого критерію міцності в зв'язаній системі координат. При цьому також розраховуються коефіцієнти запасу для кожного з шарів в двох взаємно перпендикулярних напрямках і при зсуві, або інтегральна міцність шарів. За критерієм максимальних напружень:

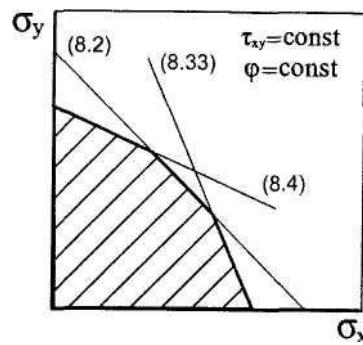


Рис. 5.2. Перетин граничної поверхні для критерію максимальних напружень моношару

В умові знак «мінус» опущений, так як характер руйнування односпрямованого КМ інваріантний до напрямку дотичних напружень.

Розглянемо застосування критерію максимальних напружень для визначення межі міцності односпрямованих КМ при зсуві, тобто при $\sigma_y = \sigma_x = 0$. З нерівностей (5.2) - (5.4) отримаємо:

$$\tau_{xy} \leq \frac{F_1}{\sin 2\varphi}; \quad \tau_{xy} \leq \frac{F_2}{\sin 2\varphi}; \quad \tau_{xy} \leq \frac{F_{12}}{\cos 2\varphi}. \quad (5.8)$$

У формулах (1.8) при розрахунках слід підставляти мінімальна межа міцності на розтяг або стиск вздовж і впоперек волокон. На рис. 5.3 представлені графіки функцій (5.8), зона працездатності заштрихована.

Критерій максимальних напружень застосовується при оцінці працездатності КМ з крихким характером руйнування і при діаграмах $\sigma - \epsilon$, близьких до лінійних.

Так само, як і в попередніх розрахунках, значення міцності шарів в кожному напрямку при розтягуванні або при стисненні приймається в залежності від знака діючих напружень або деформацій.

Фактична міцність композиційного матеріалу визначається мінімальним значенням коефіцієнта запасу.

Подібний підхід при проектуванні дозволяє виявити слабкі ланки конструкції матеріалу, оцінити можливу послідовність руйнування структурних елементів верств і самих шарів, виробити рекомендації щодо вдосконалення конструкції і технологічним прийомам досягнення необхідних експлуатаційних властивостей. Наприклад, віскерізація армуючих волокон, хімічна обробка їх поверхні, застосування аппретірованія, вибір відповідного виду матриці або її модифікація, вибір технологічних прийомів формоутворення і т.д.

Приклад розрахунків за цією методикою наведено в розділі методичних вказівок для виконання курсового завдання з дисципліни.

5.3. Визначення гранично допустимого навантаження

Для визначення гранично допустимого навантаження при записі умов міцності необхідно попередньо висловити деформації і напруги в кожному шарі через середні напруги, прикладаються до елементу матеріалу. При цьому необхідно здійснити наступну послідовність дій:

1. Обчислюються пружні константи пакета КМ.
2. Знаходяться вираження для середніх деформацій пакета шарів

Виконавши послідовно ці операції, отримаємо вирази, які в узагальненій формі мають такий вигляд: Для деформацій:

Для напруг:

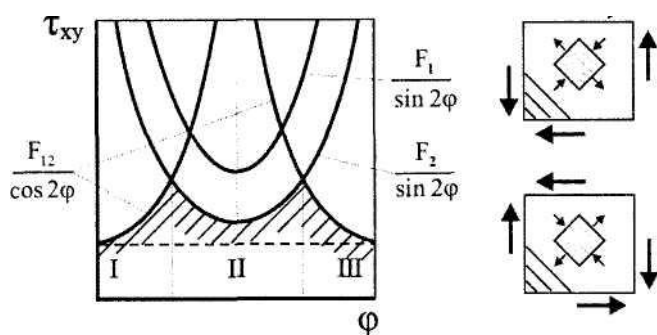


Рис.5.3.Межа міцності при зсуві за критерієм максимальних навантажень.

$$\varepsilon_1 \leq e_{1p} \vee e_{1c}, \varepsilon_2 \leq e_{2p} \vee e_{2c}, \gamma_{12} \leq e_{12} \quad (5.9)$$

де e - граничні деформації КМ.

Відповідно до фізичним законом деформації можуть виражатися через напруги за допомогою наступних формул:

$$\varepsilon_1 = \frac{1}{E_1}(\sigma_1 - \mu_{12}\sigma_2), \varepsilon_2 = \frac{1}{E_2}(\sigma_2 - \mu_{21}\sigma_1), \gamma_{12} = \frac{\tau_{12}}{G_{12}}. \quad (5.10)$$

де $\mu_{12}, \mu_{21}, G_{12}, E_1, E_2$ - пружні константи моношару.

Після підстановки значень навантажень в формули (5.10) і (5.9) отримаємо:

$$\varepsilon_1 = \frac{1}{E_1} [\sigma_x \cos^2 \varphi + \sigma_y \sin^2 \varphi + \tau_{xy} \sin 2\varphi - \mu_{12}(\sigma_x \sin^2 \varphi + \sigma_y \cos^2 \varphi - \tau_{xy} \sin 2\varphi)] \leq e_1,$$

$$\varepsilon_2 = \frac{1}{E_2} [\sigma_x \sin^2 \varphi + \sigma_y \cos^2 \varphi - \tau_{xy} \sin 2\varphi - \mu_{21}(\sigma_x \cos^2 \varphi + \sigma_y \sin^2 \varphi + \tau_{xy} \sin 2\varphi)] \leq e_2, \quad (5.11)$$

$$\gamma_{12} = \frac{1}{G_{12}} [(\sigma_y - \sigma_x) \cos \varphi \sin \varphi + \tau_{xy} \cos 2\varphi] \leq e_{12},$$

Граничні деформації e_1, e_2, e_{12} визначаються за відомими формулами:

$$e_1 = \frac{F_1}{E_1}, \quad e_2 = \frac{F_2}{E_2}, \quad e_{12} = \frac{F_{12}}{G_{12}}.$$

Тоді вираз (1.11) перетвориться до виду:

$$\begin{aligned} & \left[\sigma_x \cos^2 \varphi + \sigma_y \sin^2 \varphi + \tau_{xy} \sin 2\varphi - \mu_{12} (\sigma_x \sin^2 \varphi + \sigma_y \cos^2 \varphi - \tau_{xy} \sin 2\varphi) \right] \leq F_1, \\ & \left[\sigma_x \sin^2 \varphi + \sigma_y \cos^2 \varphi - \tau_{xy} \sin 2\varphi - \mu_{21} (\sigma_x \cos^2 \varphi + \sigma_y \sin^2 \varphi + \tau_{xy} \sin 2\varphi) \right] \leq F_2, \end{aligned} \quad (5.12)$$

$$[(\sigma_y - \sigma_x) \cos \varphi \sin \varphi + \tau_{xy} \cos 2\varphi] \leq F_{12}.$$

Розглянемо випадок одноосного навантаженого стану, для цього в нерівності (1.12) припустимо $\sigma_y = \tau_{xy} = 0$. тоді:

$$\sigma_x \leq \frac{F_1}{\cos^2 \varphi - \mu_{12} \sin^2 \varphi} \quad (5.13)$$

$$\sigma_x \leq \frac{F_2}{\sin^2 \varphi - \mu_{21} \cos^2 \varphi} \quad (5.14)$$

$$\sigma_x \leq \frac{F_{12}}{\sin \varphi \cos \varphi} \quad (5.15)$$

На основі цього ж критерію досліджуємо міцність односпрямованого КМ на зрушення, тобто при значеннях про $\sigma_x = \sigma_y = 0$. Тоді шукані зусилля міцності (1.12) приймуть вид:

$$\tau_{xy} \sin 2\varphi (1 - \mu_{12}) \leq F_1; \quad \tau_{xy} \leq \frac{F_1}{\sin 2\varphi (1 - \mu_{12})}$$

$$\tau_{xy} \sin 2\varphi (1 - \mu_{21}) \leq F_2; \quad \tau_{xy} \leq \frac{F_2}{\sin 2\varphi (1 - \mu_{21})} \quad (5.16)$$

$$\tau_{xy} \cos 2\varphi \leq F_{12}; \quad \tau_{xy} \leq \frac{F_{12}}{\cos 2\varphi}$$

Отримані значення напруг і деформацій підставляємо в відповідні умови міцності. На підставі рішення напів-ченної системи рівнянь можна судити про працездатність кожного шару і пакета в цілому. При цьому з комплексу отриманих значень напружень вибираються мінімальні.

а) За критерієм максимальних напружень

Відповідно до рівняннями і нерівностями для шаруватих КМ можна записати наступні умови міцності, де значення міцності моношару на розтягнення або стиснення в правій частині приймають в залежності від знака лівій частині нерівностей.

Нехай пакет утворений з двох шарів, симетрично орієнтованих щодо осей

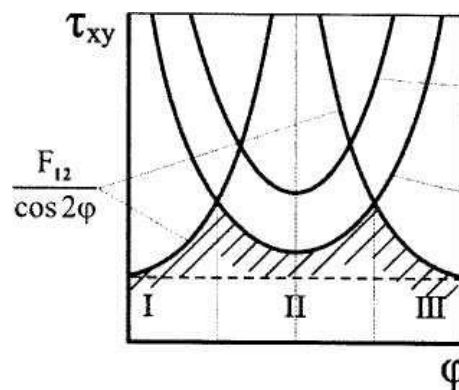


Рис.5.4. Межа міцності на здвиг по критерію максимальних деформацій

Висновок: Критерій максимальних деформацій пророкує не тільки руйнівне навантаження, але і характер руйнування, що особливо важливо при проектуванні конструкцій. Процес руйнування КМ ускладнюється багатьма незалежними та перекриваються режимами руйнування, такими як розрив та руйнування волокна, розшарування, руйнування адгезії волокна та матриці та розтріскування клеїв. Ці явища, що супроводжуються руйнуванням, важко розглянути на мікроскопічному рівні (рівень взаємодії волокна-матриця), тому технічні критерії або критерії міцності на руйнування (подібні до відомих теорій міцності) не можуть базуватися на аналізі взаємодії всі ці явища. Тому технічні стандарти руйнування ґрунтуються на даних про об'ємну поведінку та міцність матеріалів, тобто вони мають феноменологічний характер.

Існує багато різних стандартів, за допомогою яких можна з різною мірою надійності оцінити міцність конструкцій та матеріалів, що використовуються для їх виготовлення. У той же час існує чотири основні класичні стандарти міцності, які в першому наближенні дозволяють розраховувати матеріали будь-якої конструкції з відомою еластичністю та міцністю кожного шару та відомими рівнями навантаження.

6.Застосування КМ у сучасному авіабудівництві

Звичайно, сьогодні одним з найбільш перспективних напрямків композиційних матеріалів є виробництво літаків. В основному це пов'язано з особливими вимогами до матеріалів, призначених для планеристів літаків: висока міцність і низька питома вага; на механічні властивості впливає не найбільше час роботи та середовище; необхідна втомна міцність і пластичність; опір повзучості; максимальна корозійна стійкість; низька вартість; дозволяє використовувати передові технології обробки (штампування, штампування, хімічне фрезерування, прокат, зварювання).

З роками сфера застосування композиційних матеріалів та їх частка використання у виробництві літаків змінювалася. На початку 1950-х років пасажирський літак Boeing 707 використовував лише кілька відсотків композиційних матеріалів на основі скловолокна. Але з 1960-х років відсоток композиційних матеріалів значно зріс.

Порівняно з металевими сплавами, що використовуються при проектуванні планерів, покращилися експлуатаційні характеристики сучасних композитних матеріалів (міцність, корозійна стійкість, стійкість до

високих температур, жаростійкість, зносостійкість тощо), що може розширити використання композиційних матеріалів у сучасних виробництво літаків. Сфера застосування. Військове призначення найбільших авіаційних країн світу.

У наш час нові матеріали набули великої популярності: поєднання бору високої жорсткості (вольт бору) та вуглецевого (графітового) волокна

з епоксидною смолою. Спочатку ці матеріали використовувались у хвостовій частині, елеронах та інших рухомих частинах фюзеляжів літаків. Невдовзі борне волокно широко застосовувалось у конструкції горизонтального стабілізатора винищувача F-14 Tomcat. Сьогодні винищувачі F-22 використовують вуглець та інші волокна в композиційних матеріалах, на які зазвичай припадає чверть їх структури (табл. 4.1).

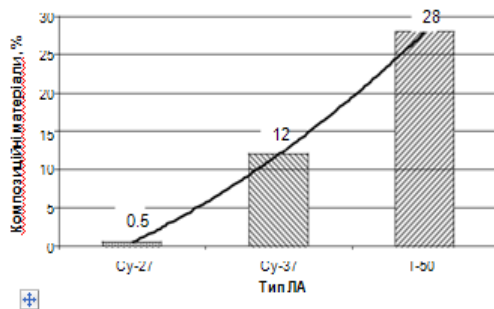


Рис. 4.1. Динаміка застосування композиційних матеріалів в конструкціях планерів літаків ДКБ «Сухого»

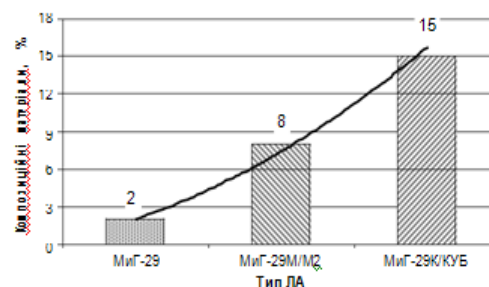


Рис. 4.2. Динаміка застосування композиційних матеріалів в конструкціях планерів літаків ДКБ «МиГ»

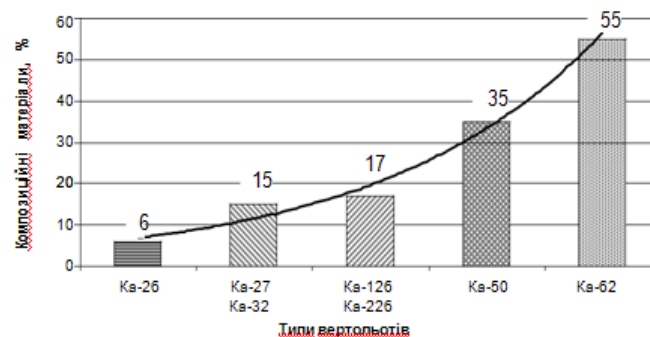


Рис. 4.3. Динаміка застосування композиційних матеріалів в конструкціях планерів вертольотів ДКБ «Камов»

Широке використання композитних матеріалів в конструкціях сучасних літальних апаратів призвело до істотного (до 40%) зниження їх ваги. Наприклад, питома вага одного з основних видів композитних матеріалів – склопластиків в середньому складає $1,4 \text{ г/см}^3$. При цьому питома вага металів значно вища, наприклад, сталі – $7,8 \text{ г/см}^3$, міді – $8,9 \text{ г/см}^3$, а дюралюмінію – $2,8 \text{ г/см}^3$.

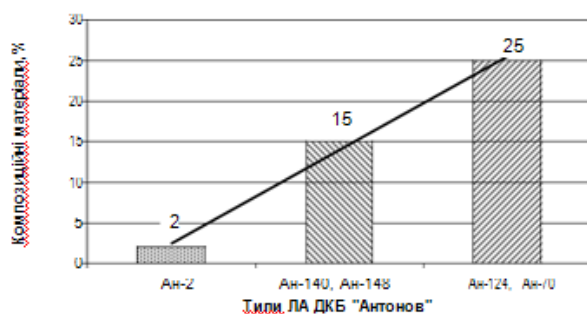


Рис. 4.4. Динаміка застосування композитних матеріалів в конструкціях планерів літаків ДКБ «Антонов»

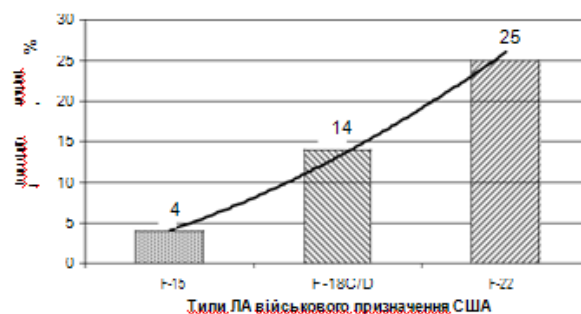


Рис. 4.5. Динаміка застосування композитних матеріалів в конструкціях планерів літаків фірми «Boeing»

Коли вага авіаційних конструкцій зменшується, їх корисне навантаження збільшується, наприклад, це збільшить дальність. Згідно з дослідженням Європейської аерокосмічної оборонно-космічної корпорації, зменшуючи вагу літака, кожен збережений кілограм ваги може заощадити від 100 до 1000 євро експлуатаційних витрат.

Композиційні матеріали також використовувались у виробництві військових літаків, які зараз перебувають на озброєнні ВВС українських збройних сил. Кількість таких матеріалів у конструкції планера становить близько 3%. Тому при розробці планерів вертольотів Су-24, Су-27, Су-23, Мі-24 та МіГ-8 та Мі-29 композиційні матеріали на основі скловолокна в основному використовуються для обтічників антен та прозорих кабін різних електронних пристроїв конструкція рота.

Композиційні матеріали на основі вуглецевого волокна КМУ-4Е та КМУ-4L широко використовувались при розробці та вдосконаленні планерів МіГ-29. Ці композиційні матеріали використовуються для виготовлення фюзеляжів, крил, гондол, кінців крил, кільчастих пластин та оболонок для припливу технічних люків. Виняток становлять певні несправності композитних виробів, зовнішній вигляд яких обумовлений конструктивними та виробничими дефектами. Тому, наприклад, під час тривалої експлуатації літака МіГ-29 було встановлено, що центр електрохімічної корозії надкілевої надбудови, що покриває шар літака МіГ-29, контактував із композитним матеріалом (рис. 8).

З метою забезпечення безперебійної роботи літака МіГ-29 Національний авіаційний науково-дослідний інститут та державна компанія «Львівський державний авіаційний завод обслуговування» розробили метод оцінки технічного стану силових компонентів МіГ. -29 літаків. Виготовлений з композитних матеріалів.

Слід зазначити, що досягнення у розробці та виробництві композиційних матеріалів відкрили шлях для виробництва нових літаків та зброї. Отже, завдяки таким характеристикам, як підвищена міцність, корозійна стійкість та переносимість, композиційні матеріали широко використовуються у конструкції безпілотних літальних апаратів.

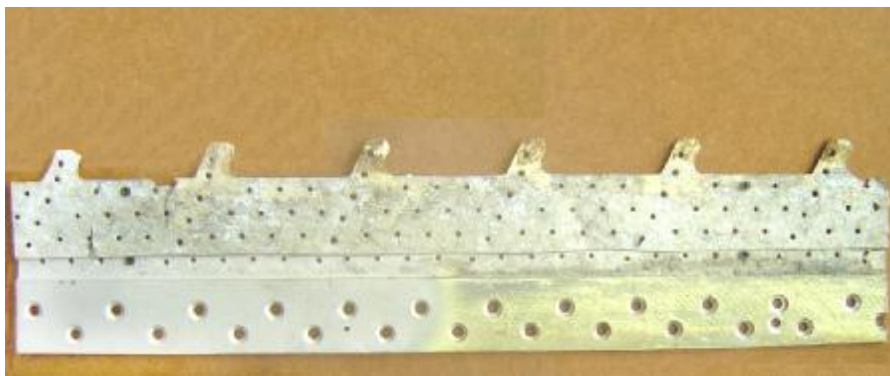


Рис. 4.6. Електрохімічна локальна корозія накладки літака типу МіГ-29

Наприклад, на безпілотнику Ту-143 Рейс композиційні матеріали на основі стільникових волокон стільника використовуються лише для виготовлення носового відділення фюзеляжу F-1.

На сьогоднішній день перспективний БПЛА «Стрепет» виробництва ДП «Завод технічного обслуговування літаків Цугф» повністю складається із скловолокна та холоднотвердненого епоксидного клею (епоксидна смола ED-20 із затверджувачем або з відповідною затверділою епоксидною смолою «Ларит»).

Іншою суміжною галуззю композиційних матеріалів є виробництво легких літальних апаратів. Тому одеська авіаційна компанія з технічного обслуговування "Одесавіаремсервіс" освоїла виробництво легкого літака "Фермер", конструкція якого - планер, виготовлений із 100% сучасних композиційних матеріалів.

Останнім часом композитні матеріали також успішно використовуються у виробництві літаків, ракет і корпусів двигунів (конструкцій літака). Наприклад, КБ «Південне» використовує композиційні матеріали для розробки та виготовлення корпусів космічних кораблів, оболонок камери згоряння, форсунок та рулів для твердопаливних двигунів та деталей для низькотемпературних паливних систем.

Механічні та експлуатаційні властивості композиційних матеріалів (висока питома міцність, висока жорсткість, значна стійкість до втоми, висока зносостійкість, невелика вага, великі конструкції зі складною аеродинамічною формою, високоякісні аеродинамічні поверхні та виробничі розміри Стійка структура тощо) широкі перспективи. Опис можливості заміни певних існуючих матеріалів у конструкції планерів літаків композитними матеріалами. Однак слід зазначити, що для існуючих військових моделей літаків ця зміна конструкції вимагає великих

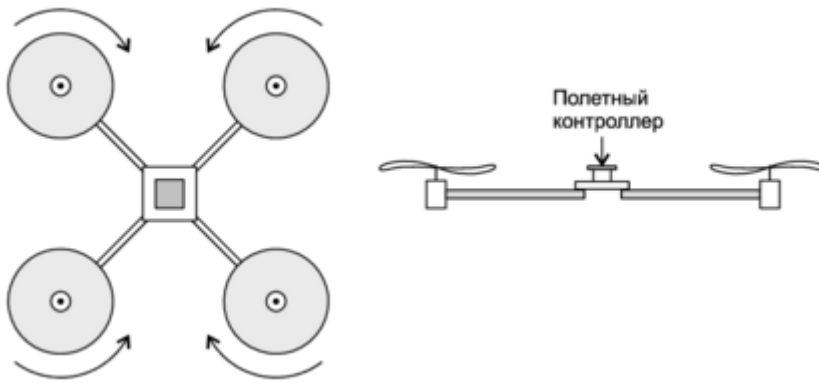
теоретичних та експериментальних досліджень у галузі міцності конструкції, аеродинаміки польоту та стійкості до температури.

На основі інформації, отриманої в результаті подібних досліджень, проведених розробниками та виробниками літаків, таких як Су-27, Су-25, Су-24 та МіГ-29 у цій галузі, можна сказати наступне: Військовий літак визначається виробник. Через високу вартість цих заходів неефективно замінювати більшість частин планера на вироби з композиційних матеріалів, а ефективніше використовувати композиційні матеріали на зразках літальних апаратів, розроблених та розроблених. Останні події в цій галузі підтверджують це. Наприклад, ОКБ "Сухого" Т-50 має перспективний літак з масою композиційного матеріалу 25% і площею

поверхні 70%.

Отже, якщо композиційні матеріали використовуються для важких літаків, то ми можемо зробити повністю композитну оболонку для цього квадрокоптера:

Однак найголовніше - це міцність і стійкість корпусу вертольота. З цієї причини в наступних параграфах я розгляну характеристику композиційних матеріалів і, нарешті, розробим пристрій для визначення ключових параметрів навантаження квадрокоптера.



Висновки

Застосування композиційних матеріалів в авіаційній промисловості, поряд із властивостями, що покращують міцність, жорсткість та зносостійкість, зменшить вагу конструкції та збільшить корисне навантаження літака, включаючи встановлення додаткового обладнання в процесі модернізації.

Однією з перспективних областей застосування українських композитів є їх застосування при створенні перспективних моделей авіаційної та аерокосмічної техніки (безпілотні та легкі літаки, перспективні літаки сімейства `` Ан '', космічні апарати).

Для оцінки доцільності та можливості використання композиційних матеріалів для заміни конкретних компонентів планерів військових літаків необхідно провести відповідні теоретичні та експериментальні дослідження щодо міцності конструкції, аеродинаміки польоту тощо та врахувати очікуваний термін служби таких літаків. Економічна доцільність таких заходів є обґрунтованою. .

7. Практичні методи визначення фізико-механічних властивостей КМ

Фізико-механічні властивості, міцність і жорсткість конструкційних матеріалів визначаються за допомогою мех. випробувань. За характером впливу на матеріал, виходячи з безпосереднього вимірювання навантаження та деформації в усьому діапазоні навантаження зразка, методи випробування під час визначення матеріалу поділяються на прямі (руйнівні) та непрямі (руйнівні) методи. властивості через непрямі показники. Методи неруйнівного контролю в основному включають три аспекти: контроль фізико-механічних властивостей, перевірку дефектів елементів конструкції та вимірювання напружень. За допомогою методів безпосереднього випробування отримують інформацію про конструкційні матеріали, необхідну для проектування та перевірки конструкційних матеріалів. При використанні неруйнівних методів контролю їх необхідно перевіряти та перевіряти прямими методами.

Для армованих волокон композитів, якщо вони згадуються окремо від напрямку армування та умов випробування, поняття міцності, твердості та теплопровідності зазвичай втрачають значення. Всі види випробувань повинні проводитися в робочому діапазоні температур виробу, а також враховувати вплив факторів вологості, агресивного середовища тощо.

З огляду на той факт, що експлуатаційні характеристики більшості композиційних матеріалів (КМ) значною мірою залежать від способу виробництва та способу термічної обробки в процесі виробництва, його зазвичай випробовують на зразках-свідках, спеціально розроблених для цієї частини виробу.

Розглянемо характеристики вдосконаленого випробування КМ для основних видів деформації: натяг, стиск, зсув та згинання.

7.1. Розтяг

Виконуючи ортотропне випробування на розтяг, можна визначити модуль пружності, межу текучості та коефіцієнт Пуассона та напрямок головної осі симетрії. Межа міцності на розрив композитних матеріалів полягає в тому, що вони у КМ більш різкі, ніж у звичайних матеріалів, і очевидний ефект крайових ефектів пов'язаний з нерівномірним розподілом напружень по довжині вибірки. Випробувана основа повинна значно збільшити довжину робочої частини зразка. Для армованих металів метод випробування не є розвиненим, але зазвичай анізотропія між ними і ККМ виражаєна менше ніж розмір зразка.

Одновісне випробування на розтяг проводиться на плоских пластинах і трубчастих зразків. Плоскі зразки можна розділити на смужки та двосторонні за формою лопатки. Для поздовжнього тестування зазвичай використовують тест-смужки. Їх форма проста і забезпечує стійкість результату вимірювання. Недоліком смужок-зразків є те, що їх кріплення є складним випробувальному пристрою.

Для підвищення надійності кріплення, смуга - це покривний шар, зв'язаний або зварений більшим матеріалом. Пластичність і жорсткість менше, ніж випробовуваний матеріал. Для зразків бороваї пластики рекомендується наклеювати стеклотекстоліт. Зразок вуглецевого волокна - шпон деревного шпону. Товщина покриття. Рекомендується проводити тест товщиною 1-3 рази. Матеріал, його довжину і ширину слід вибирати досить. Бути сприйнятим ними, не порушуючи роботу, є більш руйнівним. Зразок

робочої частини зусиль. Зменшені зразки у вигляді двосторонніх лез (рис.

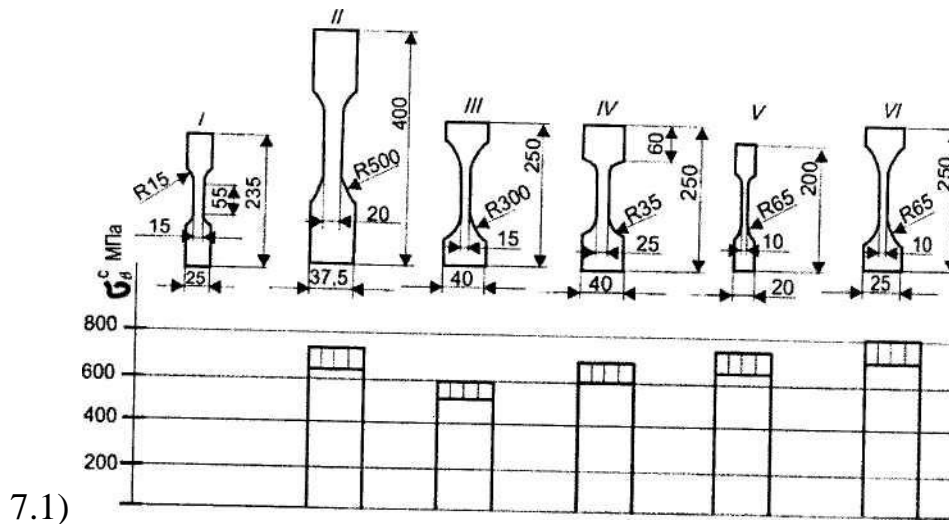


Рис.7.1. Типи двосторонніх лопаток для випробувань

склопластиків на розтяг:

I - по ГОСТ 4649-55; II - по Еріксону і Норрісу; III - короткий зразок

по Еріксону і Норрісу; IV - подовжений зразок по DIN 53455/1;

V - по DIN 53455/1; VI - змінений зразок по DIN 53455/2

Особлива увага при випробуваннях на розтяг необхідно звертати на усунення впливу згинальних факторів, що забезпечується точністю установки зразків в захопленнях. Для цього іноді по осі зразків свердлять отвори, в які вставляють фіксують пальці, що впираються в вирізи захоплень.

Особливу увагу необхідно приділити при випробуванні на розтяг для усунення впливу згину для забезпечення точності встановлення зразка в кріпленні. З цієї причини іноді в осі зразка просвердлюють отвір, і в нього вставляють нерухомий палець, близько до зрізу об'єкта фіксування.

Відмінності в поведінці КМ при розтягуванні, в порівнянні з ізотропним матеріалами, особливо проявляються при навантаженні зразків під кутом до напрямку армування, не рівним 0 і 90 °. В цьому випадку

зразок відчуває не тільки лінійні, але і зсувні деформації. Форма зразків при цьому спотворюється. Якщо укладання волокон симетрична щодо осі навантаження, то при деформації зразок зберігає прямокутну форму. В обох випадках механічні характеристики таких матеріалів визначаються з великою похибкою, так як істотний вплив роблять крайові ефекти, викликані подрізкою волокон арматури на бічних поверхнях зразків. Встановлено, наприклад, що визначається експериментально величина модуля пружності зростає зі збільшенням ширини зразків.

Щоб зменшити вплив крайових ефектів, необхідно збільшити ширину зразків. Тому при дослідженні механічних характеристик КМ під кутом до напрямку армування часто замість плоских зразків використовують трубчасті, які можна розглядати як плоскі зразки нескінченної ширини (рис.7.2.).

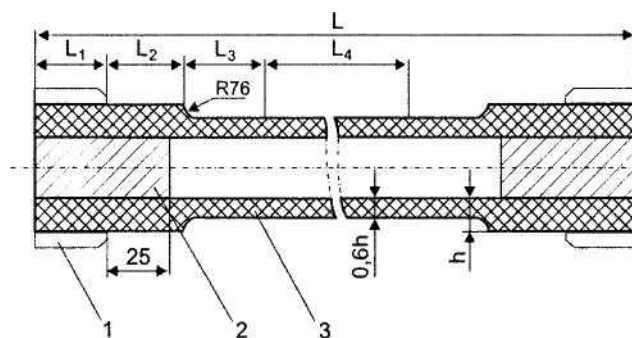


Рис.7.2. Трубчастий зразок з зовнішнім діаметром до 50 мм: 1 - зразок; 2 - металева пробка; 3 - захвати;

L_1 - довжина захоплення, $L_1 = 50 \text{ мм}$; L_2 - зона крайового ефекту, $L_2 = 50 \text{ мм}$; L_3 - перехід, залежить від товщини h ; L_4 - робоча частина, $L_4 = 60 \text{ мм}$; L - довжина зразка ($L_{\min} = (175-200) + 2 L_1$)

Трубчасті зразки та плоскі зразки виготовляються різними процесами - плоскі зразки зазвичай отримують штампуванням або різанням та трубчастою обмоткою. Крім того, трубчастий зразок зазнає одновісного

навантаження в складних напружених умовах. Отже, результати, отримані на плоских та трубчастих зразках, особливо зразках, виготовлених з високоанізотропних матеріалів, як правило, не збігаються.

При визначенні модуля пружності вимірювання навантаження збільшується в межах пружної деформації ΔP та абсолютної L_{pr} або відносної деформації ε_{pr} . Вимірювання деформації проводиться за допомогою спеціального тензорезистора або тензорезистора.

Модуль пружності розраховується за такою формулою:

$$E = \frac{\Delta P L_{pr}}{F \Delta L_{pr}} = \frac{\Delta P}{F \varepsilon_{pr}}, \quad (7.1)$$

Межа міцності знаходяться за формулою:

$$\sigma_p^B = \frac{P_p}{F} \quad (7.2)$$

Коефіцієнт Пуассона:

$$\mu = \frac{\Delta L_{\perp}}{L_{\perp}} \frac{L_{\parallel}}{\Delta L_{\parallel}} = -\frac{\varepsilon_{\perp}}{\varepsilon_{\parallel}} \quad (7.3)$$

Відносні деформації також можна вимірювати тензодатчиками.

7.2.Стиск

Оскільки напружений стан досягається в області під час стиснення, а також під час розтягування, обчислювальна залежність для визначення механічних властивостей залишається такою ж, як і під час розтягування. Однак в обох випадках вимоги до форми та розміру зразка, методів кріплення та завантаження та типів відмов зразків різні.

Якщо руйнування при розтягуванні відбувається внаслідок прямого руйнування волокна або матриці під навантаженням, стиснення викликане стійкістю волокна або втратою зсувної сили. Через слабкий опір КМ напруга

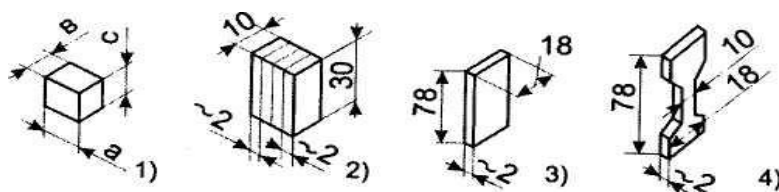
зсуву - це розшарування уздовж волокна, що зазвичай супроводжується випинанням арматурного шару, розташованого поблизу сторони зразка. На малюнку $P-\Delta L$ є характерні стрибки, і важко визначити його жорсткість і міцність. Неправильна установка вибірки та неправильний вибір розміру та формату вибірки можуть серйозно спотворити результати.

Під час випробування на стиск повинна бути забезпечена стійкість самого зразка, особливо його робочих частин. Щоб уникнути зниження стійкості, вивчали короткі зразки, а при випробуванні тонких пластин застосовували обладнання, в якому рівна поверхня зразка контактує з призматичними виступами або м'якими пломбами, запобігаючи набуханню, але забезпечуючи деформацію в площині зразка. Ступені свободи.

Дослідіть міцність на стиск і константу пружності різних зразків. Визначте модуль пружності

Використовуючи довші зразки, ці зразки мають досить рівномірне поле напружень у робочій частині. Значення міцності на розрив можна отримати, випробувавши коротші зразки (рис. 2.3.).

Результати досліджень міцності КМ різних типів зразків показують, що міцність на стиск кубічної проби (рис. 2.3, позиція 1) в 1,5 рази нижча, ніж у тонкої пластини (позиція С), майже вдвічі. В 4 рази нижче ніж лева зразка (положення 4). Це можна пояснити тим, що в коротших зразках деформація по довжині робочої частини не рівномірна, тому поперечна деформація площини опори обмежена тертям в опорі. Рекомендації щодо обсягу зразків та вибору типу стосуються лише полімерних КМ.



Зразок-паралелепіпед також використовується для визначення компресійних властивостей зразка, де орієнтація волокон знаходиться під кутом 45° до навантаження. У цьому випадку, щоб зменшити вплив крайових ефектів, слід підтримувати співвідношення $L / b > 3$.

Двостороннє лезо (положення 4) має очевидну робочу частину. Вони використовуються для вимірювання міцності КМ та жорсткості армованих волокнами матеріалів у різних напрямках.

Зразки з круглими перерізами забезпечують меншу дисперсію значень міцності та жорсткості і використовуються для зміцнення металів, вуглецевих пластмас та органічних пластмас.

7.3. Випробування на здвиг

Композиційні матеріали на основі полімерної та металевої матриці зазвичай складаються з високоміцних високомодульних волокон, розподілених у матриці з низьким модулем та відносно низькою міцністю. Оскільки це матриця, яка має великий вплив на модуль зсуву та міцність на зсув, цей тип матеріалу характеризується слабкою стійкістю до напруги зсуву.

У КМ із спрямованою структурою існує два основних типи деформації зсуву:

-Переміщення в площині прокладки якоря під впливом дотичної

зусилля τ_{xy}, τ_{yx} (рис. 72.4., а);

Переміщення між поверхами при дотичному навантаженні τ_{zx}, τ_{xz} . 2.4., б).

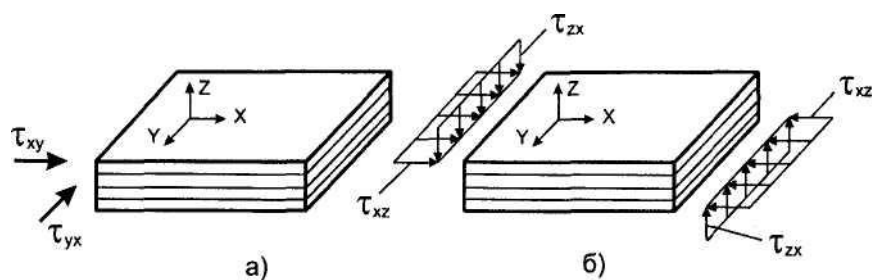


Рис.7.4.Схема зсуву КМ з орієнтованою структурою: а - в площині укладання арматури τ_{xy} ; б - міжслойного τ_{xz}

7.3.1.Здвиг в площині листа

Основними характеристиками, обумовленими при зсуві в площині листа, є модуль зсуву G_{xy} і зсувна міцність Z_{xy} . Один з найбільш поширених методів їх визначення - метод перекосу пластини в шарнірному чотирихвентніке. Зразок-пластину (рис. 2.5., а) закріплюють з 4-х сторін в шарнірному чотирихвентніке, який розтягується силами P уздовж однієї з діагоналей (рис. 7.5.,б).

Модуль зсуву G_{xy} визначають за формулою:

$$G_{xy} = \frac{P}{ah\sqrt{2}} \frac{1 + \varepsilon_1 - \varepsilon_2}{\varepsilon_1 + \varepsilon_2}, \quad (7.4)$$

де a - сторона робочої частини пластини;

h - товщина пластини;

$\varepsilon_1, \varepsilon_2$ - відносні деформації пластини вздовж діагоналей розтягування і стиснення відповідно.

Міцність τ_{xy} знаходять із співвідношення:

$$\tau_{xy} = \frac{P}{F} = \frac{P}{ah\sqrt{2}}, \quad (7.5)$$

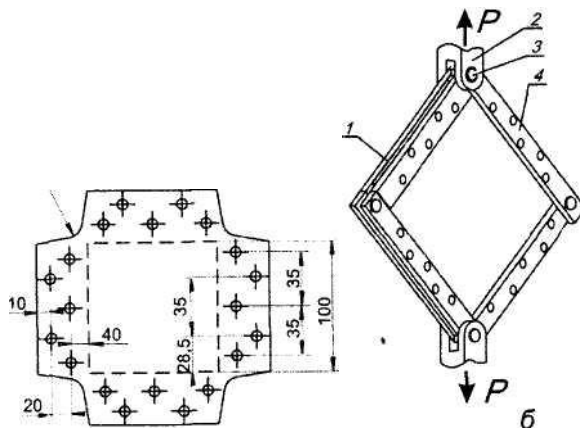


Рис. 7.5. Випробування КМ на зсув в площині листа:

а - зразок, б - випробування в шарнірному чотирехзвенніку;

1 - зразок; 2 - захоплення; 3 - вісь шарніра; 4 - рухлива ланка

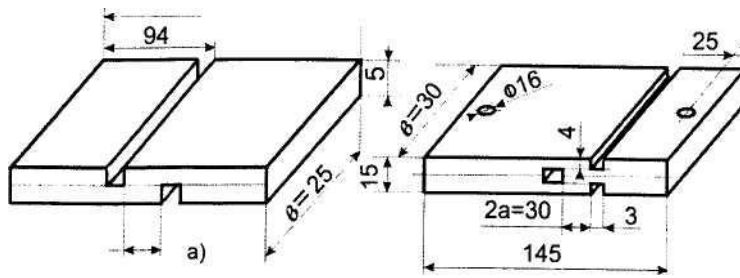
Існують й інші способи визначення характеристик у площині укладеного волокна, наприклад, скручуванням тонкостінної трубчастої проби або косою дошкою за допомогою фаски зрізу в модернізованому Чотирехзвенніку. Одночасно зменшується вплив концентрації напружень на кутах зразка.

7.3.2. Міжслоєвий зсув

Метод визначення межламінарної міцності на зсув при розтягуванні або стисненні призматичного або кругового зразка з вирізами дуже простий.

Модуль пружності контролюється характером і міцністю матриці - величиною зв'язку між матрицею і волокном.

Як правило, два типи зразків використовуються в тесті КМ на перенесення між шарами:



7.6. Зразки випробувань на міжслойне зрушення:

а - з двома надрізами в різних перетинах;

б - з надрізами в одному перерізі і центральним отвором

У зразках першого типу з'являється вигинає момент:

$$M = \frac{Pt}{2} \quad (7.6)$$

Де Р - сила;

t - товщина слабкої частини.

Завдяки ефекту вигину руйнівне навантаження зменшується.

Обидва типи зразків характеризуються нерівномірним розподілом дотичних напружень по довжині робочої поверхні (у першому випадку - це площа між вирізами, у другому випадку - між отвором і вирізом. Між двома площинами).

Концентрація напружень поблизу вирізу та отвору характеризується відношенням максимального тангенціального напруження τ_{max} до середнього навантаження τ :

$$\frac{\tau_{max}}{\tau} = \sqrt{\frac{G_M}{2E_K \delta}} \frac{a}{\sqrt{t}} \quad (7.7)$$

де G_M - модуль зсуву матриці;

E_K - модуль пружності КМ;

a - відстань між надрізами.

7.4. Вигин

В результаті випробувань на вигин можна визначити пружні та міцнісні характеристики. Для цього можна використати схеми для навантаження консольної затисненої балки та балки на якій знаходиться на двох опорах.

Найчастіше для випробувань використовують балки на двох опорах, які навантажені за трьохточковими або чотирьохточковими схемами вигину.

7.4.1. Трьохточковий вигин

При застосуванні трьохточкового вигину в піддослідному зразку завжди будуть діяти два види напруги - нормальні і дотичні, а при знаходженні згинних властивостей анізотропних композитів, треба враховувати їх взаємний вплив.

Повний прогин посередині балки з урахуванням міжшарових зрушень визначається залежністю:

$$\omega_{max} = -\frac{PL^3}{48EJ} \left[1 + \alpha \left(\frac{h}{L} \right)^2 \frac{E}{G_{xz}} \right], \quad (7.12)$$

де α - коефіцієнт, що залежить від форми поперечного перерізу (для прямокутного перерізу $\alpha = 1,2$).

Порівнюючи формулу (2.12) і формулу для визначення прогину посередині балки, яка враховує дію тільки згинальних моментів:

$$\omega_{max} = \frac{PL^3}{48E_{пр}J}, \quad (7.13)$$

згинальний модуль $E_{\text{ПР}}$ зв'язаний з модулем Юнга E співвідношенням:

$$\frac{1}{E_{\text{ПР}}} = \frac{1}{E} + \frac{\alpha}{G_{\text{ХЗ}}} \left(\frac{h}{L}\right)^2, \quad (7.14)$$

Чим більше відношення h/L і ступінь анізотропії матеріалу, відношення $E/G_{\text{ХЗ}}$ тим більше значення наведеного модуля пружності $E_{\text{ПР}}$ відрізняється від модуля Юнга E .

Для того щоб визначити значення E і $G_{\text{ХЗ}}$, відбирають декілька зразків однакового матеріалу з різним ставленням h/L і проектують графік залежності $\frac{1}{E_{\text{ПР}}} = f\left(\frac{h}{L}\right)^2$. В даній системі координат залежність (7.14) зображується прямою, що перетинає вісь ординат в точці, що відповідає $1/E$. Тангенс кута нахилу цієї прямої до осі абсцис $= \frac{\alpha}{G_{\text{ХЗ}}}$. Значення E і $G_{\text{ХЗ}}$ Можливо будуть знайдені за допомогою методу найменших квадратів.

Другий спосіб знаходження E і $G_{\text{ХЗ}}$ являє собою проектуванні графіка в координатах $L^2 - \frac{\omega_{\text{max}}}{L}$ котрий відповідно до рівняння (7.13) має становити пряму лінію.

Тестують партію зразків з однаковим поперечним перерізом, але різної довжини L . Відрізок, що відсікається прямою на осі ординат, дорівнює, а тангенс $\cdot \frac{P\alpha}{4G_{\text{ХЗ}}F}$. Значення $-\frac{P}{48EJ}$ E і $G_{\text{ХЗ}}$ знаходять графічно, або методом найменших квадратів.

При чотирьохточковому вигині робоча частина зразка знаходиться в стані «чистого» вигину.

Переваги схеми чистого вигину - однорідний напружений стан на робочій довжині зразка, відсутність міжплощинного зсуву і контактних напружень від дії зосереджених сил.

Зразок по всій його довжині являється доступним для вимірювань.

У цьому випадку зв'язок між максимальним прогином і доданими силами виражається тією ж залежністю, що і для ізотропних матеріалів:

$$\omega_{max} = \frac{PcL^2}{8EJ}, (7.15)$$

Небезпека руйнування від дотичних напружень на ділянці с буде припинена, якщо виконується умова:

$$\frac{c}{h} > \frac{\sigma}{4\tau_{xz}}, (7.16)$$

7.4. Пристосування для дослідження механічних характеристик КМ

Однією з головних структурних характеристик, по яких відрізняють види волоконних наповнювачів, є лінійна густина.

Лінійна густина – це волокна вага якої вимірюється в *денье* - вага в грамах 900 метрів волокна.

Також використовується віброскопічний метод, заснований на вимірюванні резонансної частоти наповнювача при коливаннях під дією розтягуючого навантаження. Віброскоп використовується для тонких низькомодульних волокон з лінійною густиною менше 50 *денье*.

Методика досліджень

Для визначення лінійної густини в тексах береться вимірювання ваги армуючого наповнювача обраної довжини і перерахунок на вагу одного кілометра.

З середнього значення лінійної густини і густини матеріалу волокон, визначається площа поперечного перерізу наповнювача.

Міцність наповнювача і руйнівне зусилля, що приходить на одиницю лінійної густини (Н/текс), знаходяться за результатами випробувань на розрив. Для випробувань використовуються кільцеві зразки.

Досліджувані характеристики мають статистичний характер, тому точність отриманого результату залежить від кількості проведених випробувань.

Після обробки експериментально отриманої характеристики армуючого матеріалу її порівнюють з паспортною характеристикою досліджуваних матеріалів і оцінюється збіжність експериментальних і паспортних даних.

Матеріали і зразки

Щоб провести дослідження використовують джгути вуглецевих, органічних і скляних волокон.

Дані з довідок для розрахунку площі перетину джгутів:

- масова густина склониток () - $2,5 \text{ г/см}^3$;
- масова густина органічних ниток () - $1,45 \text{ г/см}^3$;
- масова густина вуглецевого джгута () - $1,73 \text{ г/см}^3$. Довжина армуючого матеріалу визначається, виходячи з рекомендацій, наведених в табл. 1.1.

Таблиця 1.1

Лінійна густина нитки, джгута і т. п., текс	Довжина, метри
До 5 включно	200
Понад 5 до 30	100
Понад 30 до 60	50
Понад 60 до 100	25
Понад 100 до 300	10
Понад 300	1

Устаткування і пристосування

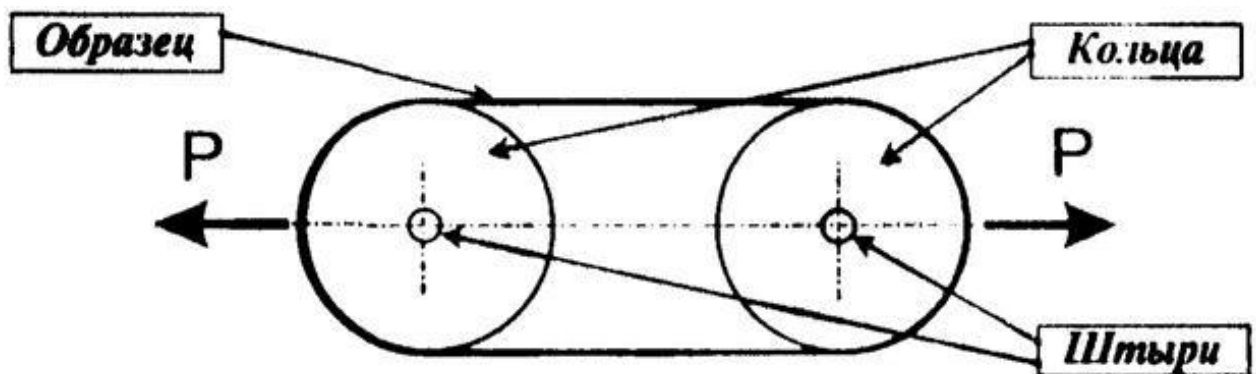
Зважування робиться на аналітичних терезах з точністю до 0,0001 гр.

Розтягування армуючого наповнювача на розрив здійснюється на розривній машині з точністю ± 20 Н.

Схема верстата для визначення зусилля на розрив показана на рис. 1.1.

Верстат складається з двох кілець, встановлених на пальці пластин із заданою відстанню між ними. Досліджуваний волоконний матеріал, обмотуючи кільця, закріплюють на верстаті. При випробуваннях кільця з матеріалом знімають з штирів і встановлюють в захвати випробувальної машини.

Підготовка зразка



Проведення випробувань

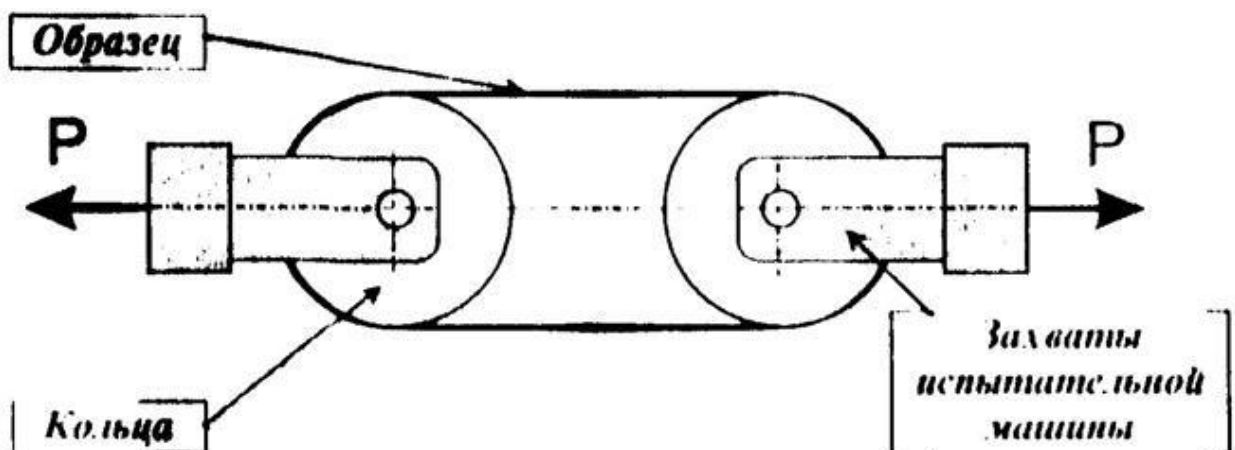


Рис. 5.7. Схема верстата для визначення зусилля розриву волоконної арматури.

Порядок виконання дослідження

Треба відрізати відрізки досліджуваних джгутів довжиною L_i , вибраною по рекомендаціям табл. 1.1, і згорнути їх кільцями для розміщення на чашці аналітичних ваг. Кількість досліджуваних зразків – $m \geq 3$.

Визначаємо вагу вирізаних відрізків джгутів (M_i) в грамах за допомогою ваг ЛАВ-200;

На кільця верстату нанесімо антиадгезійний шар у вигляді плівки завтовшки 0,03-0,05 мм або фторопластову емульсію для щоб виключити прилипання прилипання до них досліджуваного зразка.

Потрібно просочити джгут клеєм ПВА і, видаливши залишки клею, обгорнути його навколо кілець, встановлених в верстат. Закріпити джгут на кільцях, зв'язавши його в неробочій зоні.

Необхідно видалити один з пальців верстата і навантажити зразок, доклавши до звільненого кільця, зусилля розтягу 20-30 Н, для того щоб виміряти зусилля в волокнах армуючого джгута. Підготовлений таким чином зразок висушуємо протягом 1 години при температурі 80 - 100 °С.

Після термообробки зразок разом з кільцями знімаємо з верстату, кріпимо в лапках розривної машини і навантажуюмо до розриву, визначивши зусилля розриву (P_p).

За допомогою цих досліджень ми:

1. Визначаємо середню вагу одного метра досліджуваного волокнистого матеріалу:

$$\bar{M} = \frac{1}{m} \sum_{i=1}^m \frac{M_i}{L_i}$$

де m – кількість вимірів.

2. Визначаємо експериментальне значення лінійної густини джгута:

$$T_e = 1000\bar{M}$$

3. Обчислюємо відхилення експериментально отриманого значення лінійної густини від вказаної в паспорті лінійної густини джгута для даної партії ($T_{п}$). Оцінити збіжність результату, обчисливши відносну похибку:

$$\Delta T\% = \frac{T_e - T_{п}}{T_e} 100\%$$

4. Також розраховуємо середнє значення площі перетину джгута по формулі:

$$S = \frac{T_e}{\gamma} 10^{-3} (\text{мм}^2).$$

5. Визначаємо середнє значення розривного зусилля для джгута:

$$\bar{P}_p = \frac{1}{m} \sum_{i=1}^m P_{pi}$$

6. Напруження, що виникають в армуючому матеріалі при розриві, визначаємо за формулою:

$$F_p = \frac{\bar{P}_p}{nS} (\text{МПа}).$$

Обчислюємо відносну похибку експериментально отриманої границі міцності по відношенню до паспортного значення міцності:

$$\frac{\Delta \sigma_p}{\sigma_p} \% = \frac{F_p - \sigma_p}{F_p} 100\%$$

Дослідження анізотропії модуля пружності таке ж саме що й армованого композитного матеріалу

Модуль пружності у напрямі армування може бути обчислений з умови, що при розтягуванні уздовж волокон деформації арматури і

матриці одні й ті ж самі. Напруження в площині поперечного перерізу при цьому розподіляються пропорційно жорсткості матеріалів компонентів, і приведена жорсткість композиту визначиться за формулою:

$$E_1 = E_B \theta - E_M(1 - \theta).$$

Модуль пружності в напрямі, перпендикулярному напрямку армування, обчислюється з умови, що при розтягуванні упоперек волокон напруження у волокнах арматури і матриці однакові. Деформації у напрямі напруження, що прикладається, при цьому розподіляються пропорційно жорсткості матеріалів компонентів, а приведена жорсткість композиту може бути визначена за формулою :

$$E_2 = \frac{E_B E_M}{E_M \theta + E_B(1 - \theta)}.$$

Модулі пружності в напрямках, орієнтованих під кутом $\pm\varphi$ по відношенню до напрямку укладання арматури, можуть бути визначені на підставі рівнянь теорії пружності анізотропного тіла і для плоскої шаруватої пластини розраховуються за формулою:

$$E_\varphi = E_2 \frac{A(\sin^4 \varphi + \cos^4 \varphi) + 1}{A \sin^4 \varphi + 1}$$

$$\text{де } A = \frac{E_1 - E_2}{E_2} = \frac{E_1}{E_2} - 1.$$

На рис. 5.6.1 наведений приклад графіка залежності E_φ від величини кута армування для склопластика з об'ємним вмістом наповнювача $\theta = 0,5$.

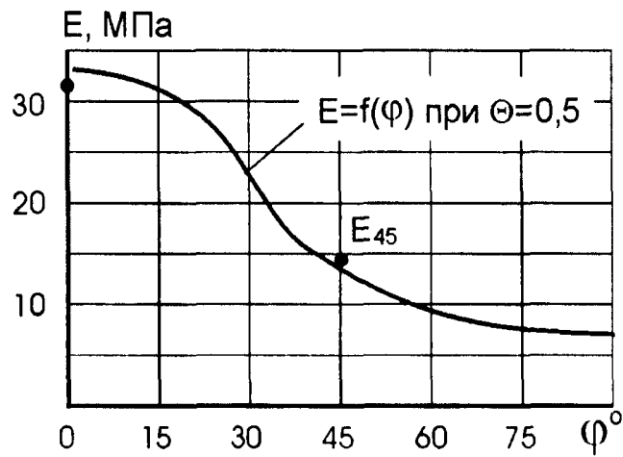


Рис. 5.8. Залежність модуля пружності симетрично армованого композитів від кута армування.

Експериментальна частина полягає у вимірюванні прогинання консольно закріпленої балки під дією поперечної сили (P) і обчисленні модуля пружності матеріалу.

Схема навантаження зразка показана на рис 5.6.2.

Розрахункове значення величини прогинання балки на відстані x від затискання визначиться по формулі:

$$y(x) = \frac{\Delta P}{EJ_z} \left(\frac{Lx^2}{2} - \frac{x^3}{6} \right)$$

звідки

$$E = \frac{12\Delta P}{y(x)b\delta^3} \left(\frac{Lx^2}{2} - \frac{x^3}{6} \right)$$

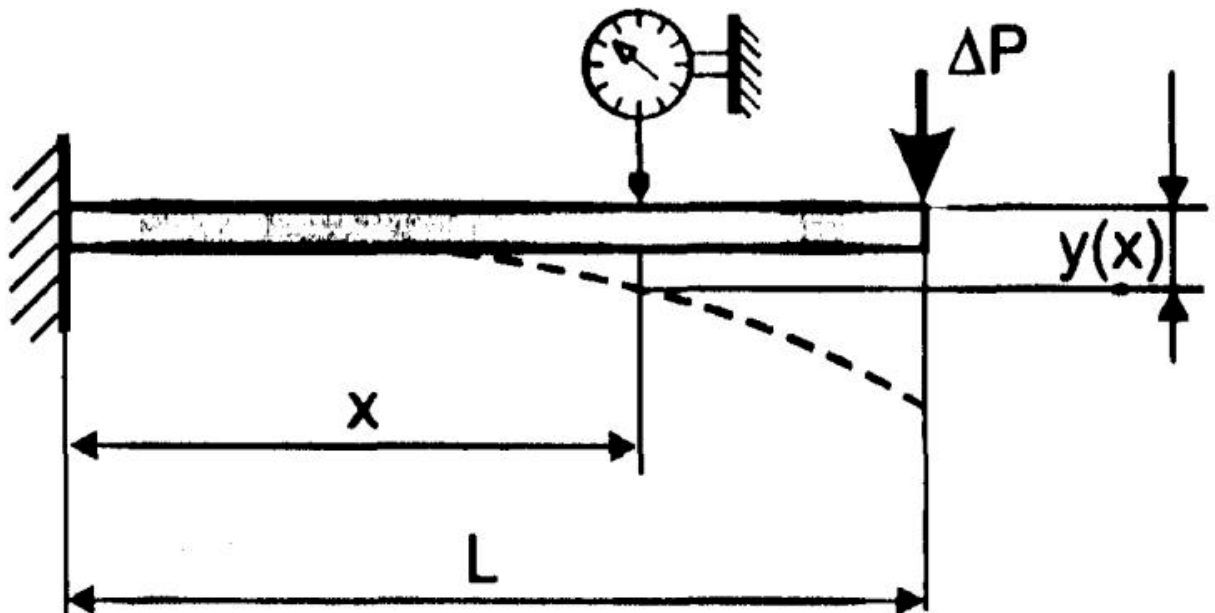


Рис. 5.9. Схема випробування

При виконанні дослідження використовуються два зразки з склопластика на основі термореактивного зв'язуючого.

Наприклад:

армуючий матеріал – скловолокно $E_B = 65000$ МПа;

матричний матеріал – зв'язуюче на основі епоксидної смоли ЕД-20 з затверджувачем гарячого затвердіння – триета-ноламіном (ТЕА).

Модуль пружності матриці $E_M = 4000$ МПа. Об'ємна частка волокна в композиті $\theta = 0,5$. Зразки виготовляються методом пресування при однакових параметрах температурно-часового режиму і тиску.

Порядок виконання дослідження

1. Визначаємо геометричні характеристики зразків, для чого в чотирьох перерізах по довжині виміряти ширину „b” і товщину „ δ ” кожного з випробовуваних зразків з точністю $\pm 0,05$ мм.

2. З урахуванням жорсткості на згин зразків при закріпленні їх в установці задаємо наступні величини відстаней від закріплення зразка до осі індикатора переміщень – x і до точки прикладання навантаження $\Delta P - L$:

для 1-го зразка: $x = 300$ мм, $L = 400$ мм, $P = 10$ Н, $P_{\max} = 40$ Н;

для 2-го зразка: $x = 150$ мм, $L = 250$ мм, $P = 5$ Н, $P_{\max} = 20$ Н

Перший зразок Другий зразок

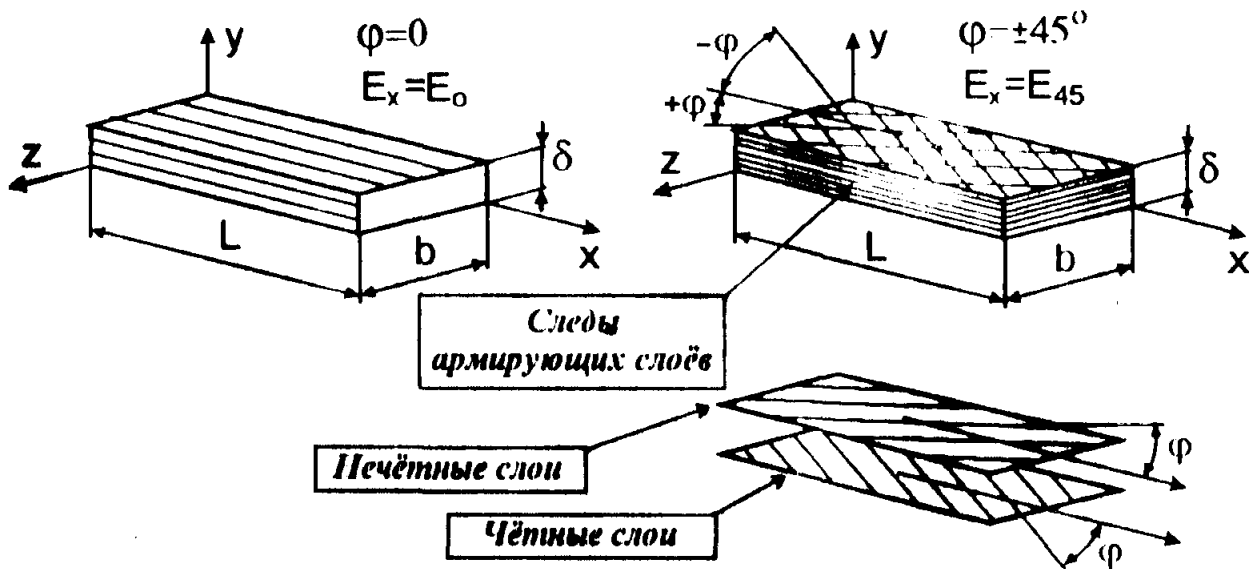


Рис. 7.10. Зразки для дослідження

3. Навантажуємо зразок силою $P_1 = P$, $P_2 = 2 P$, $P_3 = 3 P$, $P_4 = 4 P$, фіксуючи покази індикатора переміщень при кожному навантаженні.

4. Визначаємо приріст прогинання $y_i(x)$ від навантаження ΔP для чого після кожного навантаження з показів індикатора треба віднімати попереднє значення прогинання.

Обробка результатів випробувань

1. Визначаємо середнє значення ширини і товщини за формулою

$$\delta = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n \delta_i$$

$$b = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n b_i$$

де n – кількість вимірювань параметра ($n = 4$).

2. Визначаємо середній приріст прогинання від навантаження:

$$y = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n y_i(x)$$

3. Обчислюємо теоретичні значення модулів пружності за формулами (1), (2) (3):

$$E_{1T} = E_B \theta + E_M (1 - \theta),$$

$$E_{2T} = \frac{E_B E_M}{E_M \theta + E_B (1 - \theta)}$$

$$A = \frac{E_{1T}}{E_{2T}} - 1$$

$$E_{\varphi T} = E_{2T} \frac{A(\sin^4 \varphi + \cos^4 \varphi) + 1}{A \sin^4 \varphi + 1}$$

4. Обчислюємо модулі пружності кожного із зразків на основі даних експерименту за формулою (4):

$$E_{\varphi} = \frac{12 \Delta P}{v(x) b \delta^3} \left(\frac{L x^2}{2} - \frac{x^3}{6} \right)$$

5. Обчислюємо відхилення теоретичних значень E_T від експериментальних E_E за формулою

$$\Delta E = \frac{E_T - E_E}{E_T} 100\%.$$

7.5. Визначення механічних характеристик композитних матеріалів при згині

При чистому згині поздовжня вісь балки згинається по колу радіуса R і величина відносного видовження поверхневого шару зразка товщиною δ буде дорівнювати:

$$\varepsilon_0 = \frac{\delta}{R}$$

Напруження в поверхневому шарі

$$\sigma_0 = \frac{M_z}{I_z} = \frac{\delta}{2}$$

де M_z – згинальний момент, I_z – осьовий момент інерції перерізу зразка. Тоді модуль пружності при згині матеріалу зразка може бути визначений із закону Гука:

$$E_x = \frac{\sigma_0}{\varepsilon_0} = \frac{M_z R}{I_z}$$

Для однорідних по висоті перерізів балки матеріалів значення «згинального» модуля пружності і модуля пружності при розтягу співпадають. Тому, отриманий по формулі, модуль може бути використаний для оцінки пружних характеристик композиційних матеріалів.

При згині зразка половина поперечного перерізу знаходиться в стані стиску, а друга половина – в стані розтягу. Максимальні напруження виникають в найбільш віддалених від нейтральної осі z шарах матеріалу зразка. При відомих значеннях міцності матеріалу в напрямі армування міцність зразків може бути розрахована за формулами:

При розтягу:

$$F_x^+ = F_1^+ \cos^2 \varphi = \frac{\sigma_M^+}{E_M} [E_B \theta + E_M (1 - \theta)] \cos^2 \varphi$$

При стиску:

$$F_x^- = F_1^- \cos^2 \varphi = \frac{\sigma_M^-}{E_M} [E_B \theta + E_M (1 - \theta)] \cos^2 \varphi$$

Методика експериментального дослідження

Методика заснована на випробуваннях симетрично-армованої балки прямокутного поперечного перерізу із композиційного матеріалу по схемі чистого згину. Що дозволяє отримати в середній частині зразка на довжині a постійний згинальний момент (рис 5.7.1).

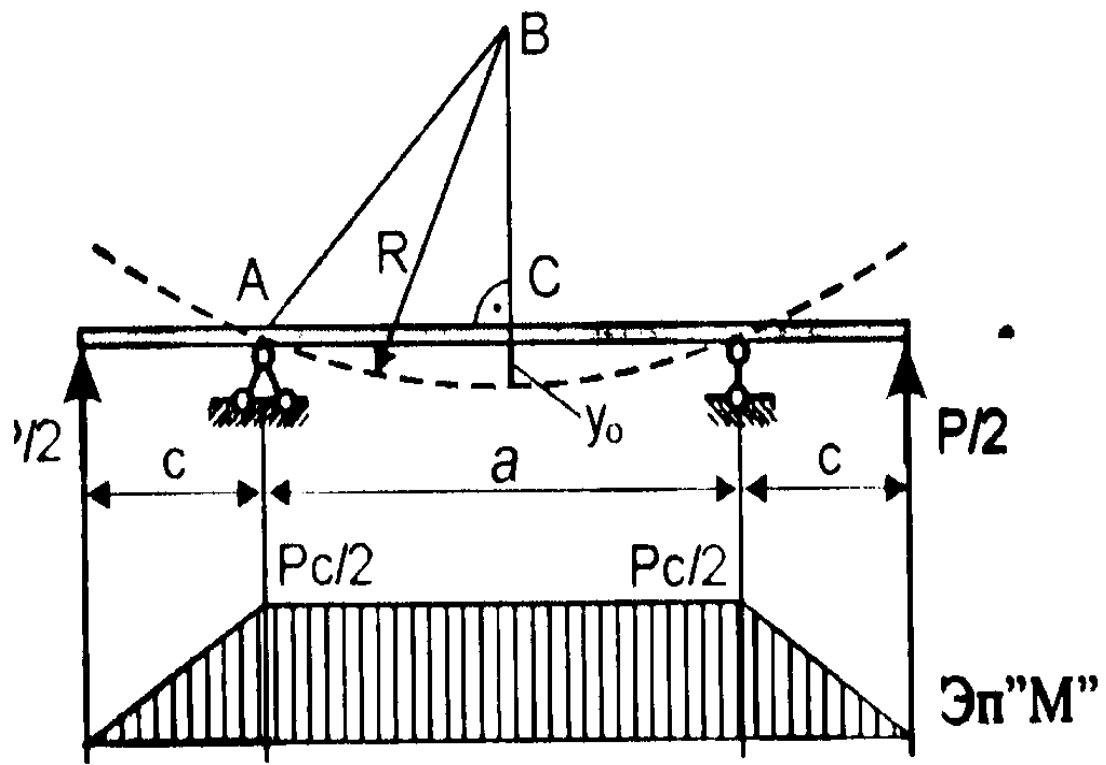


Рис. 7.11. – Схема навантаженого зразка

Радіус кривизни пружної лінії балки R при відомій величині прогину y_0 посередині ділянки «а» можна визначити із прямокутного трикутника ABC за формулою:

$$R^2 = \frac{a^2}{4} + (R - y_0)^2$$

звідки

$$R = \frac{a^2 + 4y_0}{\delta y_0}$$

Враховуючи, що величина згинального моменту $M_z = \frac{P_0 c}{2}$, а осьовий момент інерції прямокутного поперечного перерізу $I_z = \frac{b\delta^3}{12}$, напруження в поверхневому шарі і модуль пружності при згині зразка можна визначити за формулами:

$$\sigma_0 = \frac{P_0 c \delta}{4 I_z}$$

$$E_x = \frac{P_0 c (a^2 + 4 y_0^2)}{16 y_0 I_z}$$

В роботі використовуються зразки в виді балки прямокутного поперечного перерізу із симетрично армованого відносно поздовжньої осі ком-позиційного матеріалу, наприклад: склопластика. Армуючі скляні волокна розміщуються під кутом $\pm\varphi$ і мають наступні паспортні характеристики: модуль пружності $E_B=6500$ МПа, границя міцності на розтяг $\sigma_B^+=1400$ МПа, границя міцності на стиск $\sigma_B^-=1100$ МПа. Матричний матеріал: полімерне зв'язуючи гарячого затвердіння на основі епоксидної смоли 7Д-22 і затвердуюча етаноламіна (ТЭА). Паспортні характеристики епоксидного зв'язуючого: Модуль пружності $E_M=3000$ МПа, границя міцності на розтяг $\sigma_M^+=40$ МПа, границя міцності на стиск $\sigma_M^-=100$ МПа. Об'ємна частка во-локна в матеріалі $\theta=0,5$. Зразки виготовляються методом пресування і тве-рднуть по стандартному технологічному процесі. Геометричні параметри зразка показані на рис. 7.12.

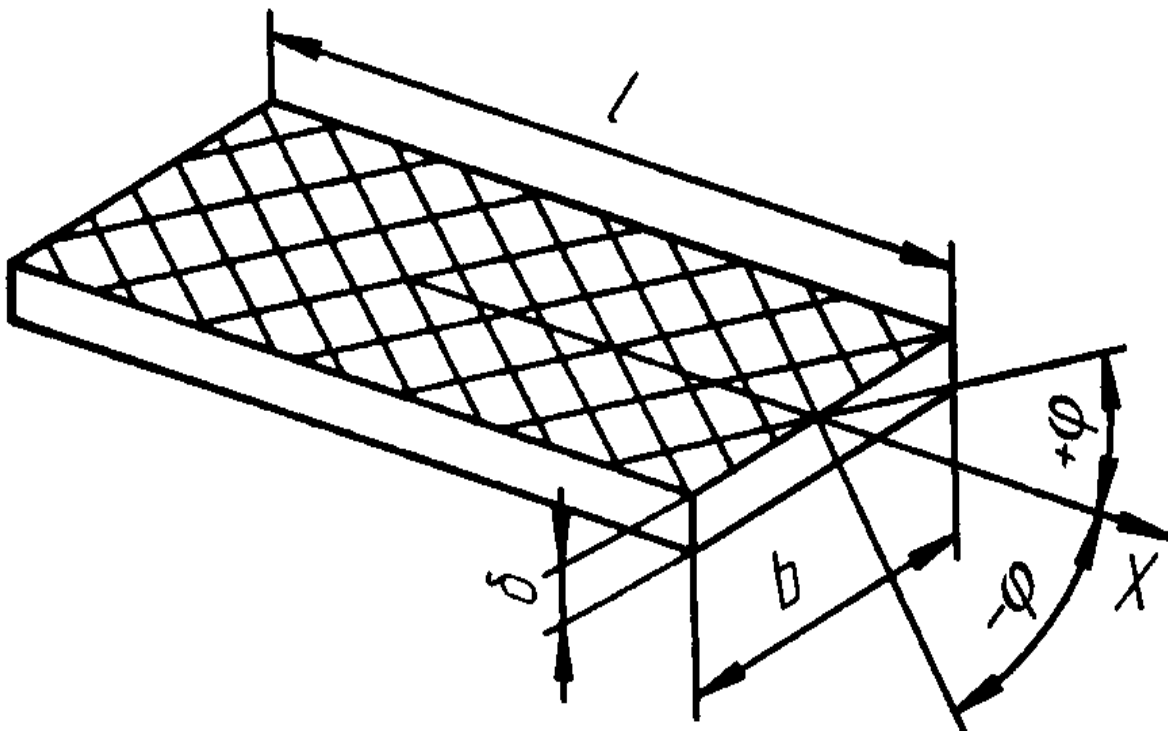


Рис.7.12. – Зразок для досліджу

При дослідженнях зразки вставляються у випробувальне пристосування. Вимірювання прогину проводиться за допомогою стрілочного індикатора годинникового типу. Визначаємо геометричні характеристики зразків, для чого в п'яти перерізах по довжині вимірюємо ширину b і товщину δ кожного зразка з точністю $\pm 0,05$ мм.

Установлюємо зразки в пристосування по схемі (рис. 5.7.3) і вимірюємо відстані a і c .

Установлюємо годинниковий індикатор так, щоб його ніжка торкалась поверхні зразка і нульове значення шкали суміщаємо із стрілкою.

Навантажуюмо зразок силою P_0 , при якій прогин досягне значення y_0 .

Знімаємо індикатор і повільно збільшуємо навантаження до руйнування зразка. Фіксуємо зусилля, при якому на одній із поверхонь зразка з'являться видимі порушення суцільності зразка.

Обробка результатів досліджень

Вичисляємо середні значення ширини і товщини за формулою:

$$\delta = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n \delta_i$$
$$b = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n b_i$$

Визначаємо осьові моменти інерції поперечного перерізу кожного із зразків за формулою:

$$I_z = \frac{b\delta^3}{12}$$

Визначаємо границю міцності матеріалу кожного із зразків за формулою:

$$\sigma_p = \frac{P_p c \delta}{4I_z}$$

За наступною формулою визначаємо експериментальні значення модуля пружності:

$$E_{\text{ч}}^e = \frac{P_0 c (a^2 + 4y_0^2)}{16y_0 I_z}$$

7.6. Пристосування

Провівши всі вище вказані дослідження, прийшов до висновку, що для визначення головних характеристик деталей з композитних матеріалів необхідні такі пристосування:

1. При дослідженнях зразки вставляються у випробувальне пристосування, схема якого показано на рисунку. Вимірювання прогину проводиться за допомогою стрілочного індикатора годинникового типу.

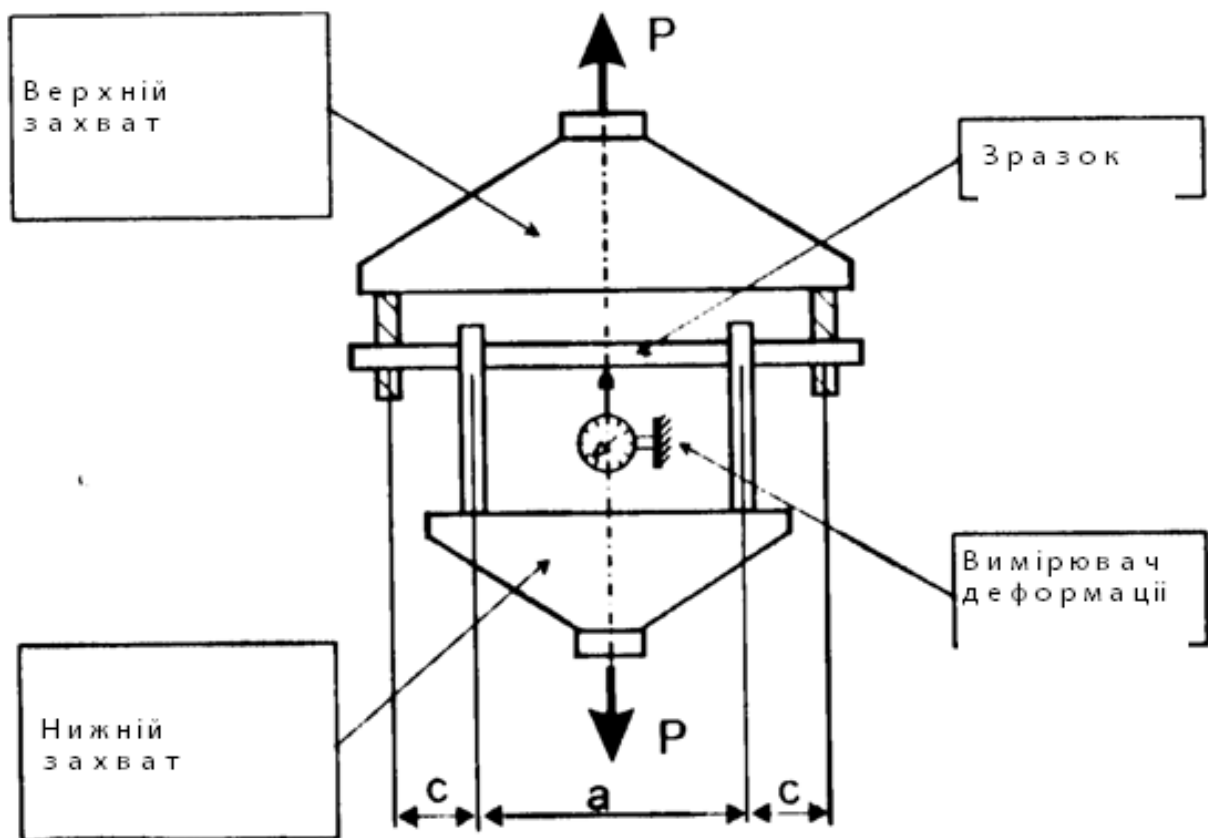


Рис.7.13. Пристосування для перевірки на прогин

Пристосування для визначення характеристик композитного матеріалу при згині

2. Пристрій складається з двох пар клиновидних затискачів 4, укладених в циліндричний корпус 1. Роликові направляючі 7 виключають

можливість перекосу затискачів щодо вертикальної осі зразка і забезпечують рівномірну передачу тиску на його опорні поверхні.

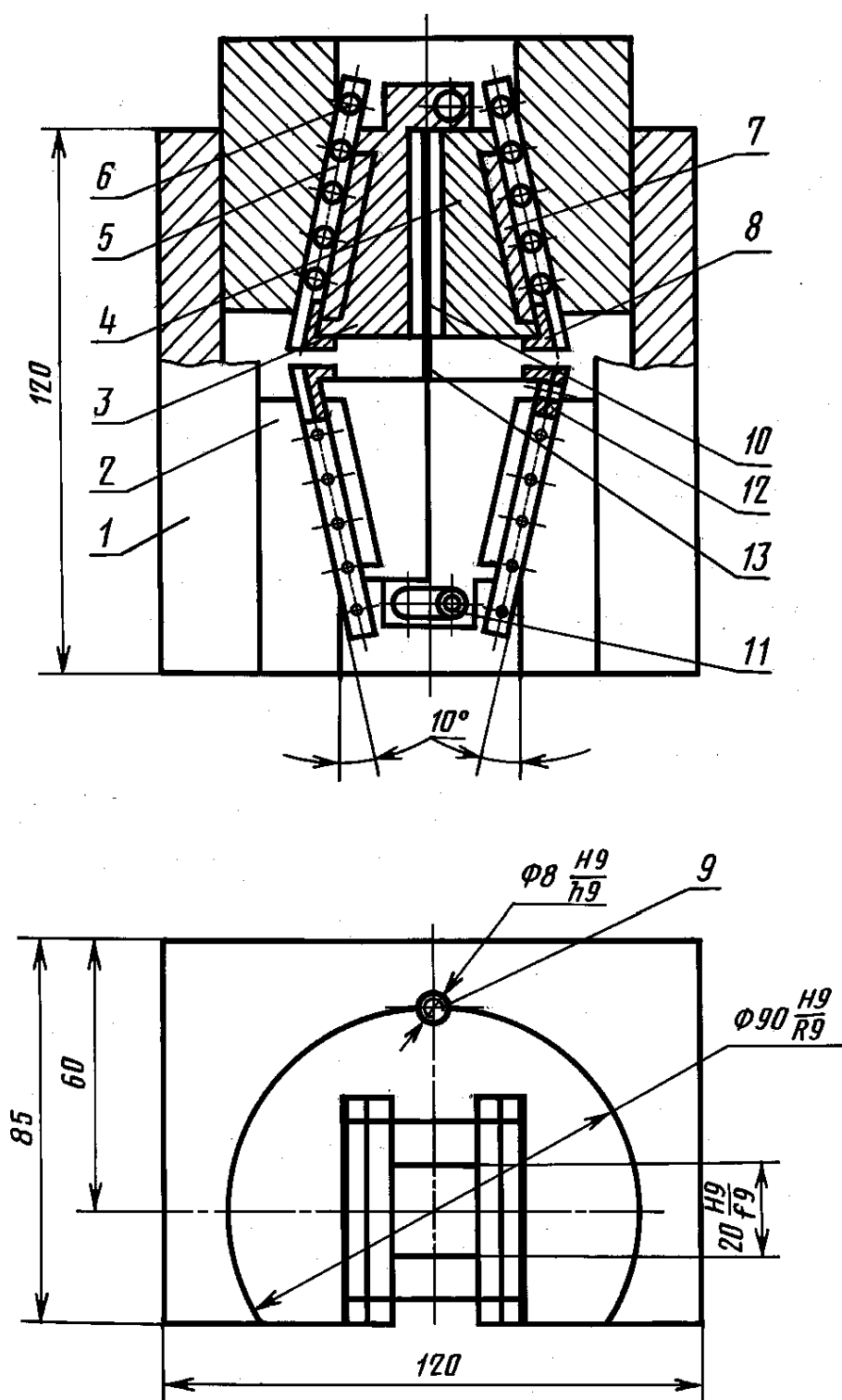


Рис.7.14. Пристосування для випробування зразків на стиск

Висновки до розділу

У даному розділі було розроблено пристосування для випробування зарзків з композитних матеріалів на стиск та прогин

ВИСНОВКИ

В результаті виконаної роботи було здійснено детальний огляд відповідної науково-технічної інформації та визначені шляхи дослідження теми роботи. Перш за все, була наведена інформація щодо використання композитних матеріалів, їх призначення, та застосування в авіації, визначені механічні властивості композитних матеріалів. Пред'явлені вимоги до волокон та матриць композитних матеріалів та визначені межі міцності при розтягуванні (стисканні) уздовж та поперек волокон, визначені закони Гука для анізотропних тіл.

Розглянуто особливості проектування деталей з композитних матеріалів в сфері авіабудівництва та проектуванні мультикоптерів. Визначені критерії макисмальних деформацій та напружень.

Підводячи підсумки, можна сказати, що в результаті дипломного проектування були визначені послідовність дій за допомогою яких можна визначити та дослідити основні характеристики деталей з композитних матеріалів для подальшого використання фізико-механічних властивостей при проектуванні мультикоптерів.

СПИСОК ВИКОРИСТАНОЇ ЛІТЕРАТУРИ

1. Гэн К., Чулин Н. А., Алгоритмы стабилизации для автоматического управления траекторным движением квадрокоптера, 2015 – 18 с.
2. Лазарев В.С., Лашин А.А. Разработка математической модели БПЛА на базе квадрокоптера с рамой DJI F-450, 2018 – 7 с.
3. Павловский В.Е., Яцун С.Ф., Емельянова О.В., Савицкий А.В. Моделирование и исследование процессов управления квадрокоптером // Робототехника и техническая кибернетика, 2014. № 4(5). С. 49-57.
4. Гурьянов А. Е. Моделирование управления квадрокоптером // Инженерный вестник, 2014 №8, С. 4.
5. Фетисов, В. С. Беспилотная авиация: терминология, классификация, современное состояние / В. С. Фетисов, Л. М. Неугодникова, В. В. Адамовский и Р. А. Красноперов ; под ред. В. С. Фетисова. – Уфа, 2014. – 346 с.
6. Гребеников, А. Г. Общие виды и характеристики беспилотных летательных аппаратов : справ. пособие / А. Г. Гребеников, А. К. Мялица, В. В. Парфенюк. – Харьков : Изд-во Харьковского ин-та, 2008. – 377 с.
7. Корнилов, В. А. Система управления мультикоптером / В. А. Корнилов, Д. С. Молодяков, Ю. А. Синявская. – М., 2012. – 512 с.
8. Ефимова, М. Г. Конструкция и основные функциональные системы летательных аппаратов : учеб. пособие / М. Г. Ефимова. – М. : МГТУГА, 2005. – 52 с.

9. Классификация вертолетов. – URL: <http://rc-dom.ru/stati/vertolety/klassifikacija-vertoletov.html>.
10. Адамова, А. А. Автоматизация формирования показателей для оценки технологичности изделий / А. А. Адамова, А. П. Адамов // Будущее машиностроения России : сб. Восьмой Всерос. конф. молодых ученых и специалистов. – М., 2015. – С. 362–366.
11. Адамова, А. А. Многоуровневая модель формирования технологичности электронных средств на этапах проектирования и производства / А. А. Адамова, А. П. Адамов // Инженерный журнал: наука и инновации. – 2013. – № 11 (23). – С. 12.
12. Г.С. Медведева, В.А. Иванов, А.Е. Спицын – Анализ характеристик композитных материалов, используемых в авиационном строении / Г.С. Медведева, В.А. Иванов, А.Е. Спицын – 2016. с.3
13. А.В. Зимбицкий, Ю.В. Стасюк - Применение композиционных материалов в современном авиационном строении, контроль за их состоянием в эксплуатации / А.В. Зимбицкий, Ю.В. Стасюк – 2018. с.10
14. А.И. Сагитов - Композиционные материалы в современном авиационном строении / А.И. Сагитов, 2015 с. 20